



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI TRIESTE

---

FACOLTÀ DI INGEGNERIA

*Laurea in Ingegneria Elettronica*

PROGETTAZIONE DEL SISTEMA  
DI ALIMENTAZIONE DEL SATELLITE  
ATMOCUBE

Relatore:

*Chiar.mo Prof. Sergio Carrato*

Correlatore:

*Prof. Mario Fragiaco*

Laureando:

*Nicolò de Milleri*

---

Anno Accademico 2008-2009

# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1	Progetto AtmoCube . . . . .	1
1.1.1	CubeSat . . . . .	1
1.1.2	L'interfaccia P-POD . . . . .	1
1.1.3	Obiettivi di AtmoCube . . . . .	2
1.2	EPS (Electrical Power Sistem): premessa . . . . .	3
<b>2</b>	<b>Power budget</b>	<b>4</b>
2.1	Premessa . . . . .	4
2.2	Requisiti di alimentazione . . . . .	5
2.2.1	OBR (On Board Radio) . . . . .	5
2.2.2	Strumenti di misura . . . . .	9
2.2.3	Sistema di controllo e gestione dei dati . . . . .	12
2.2.4	Consumi giornalieri . . . . .	12
2.2.5	Consumi ciclo eclissi-illuminazione . . . . .	15
2.3	Dimensionamento degli accumulatori . . . . .	19
2.4	Energia erogata dai pannelli solari . . . . .	21
2.5	Prestazioni EOL e deterioramento dei componenti . . . . .	25
2.6	Conclusioni . . . . .	29
2.6.1	Deficit energetico: possibili soluzioni . . . . .	29
<b>3</b>	<b>EPS (Electrical Power System)</b>	<b>31</b>
3.1	Premessa . . . . .	31
3.2	Requirements . . . . .	31
3.3	Progettazione . . . . .	33
3.3.1	Lavori precedenti . . . . .	33
3.3.2	Considerazioni e critiche . . . . .	35
3.3.3	Gestione della carica della batteria . . . . .	36
3.3.4	Generazione di potenza alternativa: effetti termoelettrici . . . . .	51
3.4	Convertitori DC-DC . . . . .	54
3.4.1	Alimentazione del Power Amplifier . . . . .	54
3.4.2	Alimentazione a 5V (LNA) . . . . .	60

3.4.3	Alimentazione sezione a 3,3 V . . . . .	64
3.4.4	Alimentazione sezione a 9 V . . . . .	68
3.4.5	Alimentazione per la sezione a 6V e -6V . . . . .	70
3.4.6	Circuito per il reset del magnetometro . . . . .	75
3.4.7	Circuito di attivazione dei carichi . . . . .	77
3.4.8	Condensatori . . . . .	77
3.4.9	Schema a blocchi riassuntivo del sistema di conversione DC-DC . . . . .	79
3.5	Derating . . . . .	81
3.6	Connessione dei pannelli solari . . . . .	83
3.7	BQ24070 . . . . .	84
3.7.1	Piedino mode e selezione automatica della sorgente di potenza . . . . .	84
3.7.2	Power Path Management . . . . .	84
3.7.3	Controllo della carica della batteria . . . . .	84
3.7.4	Dynamic power path management (DPPM) . . . . .	85
3.7.5	Battery supplement mode e DPPM mode . . . . .	86
3.7.6	Monitoraggio della temperatura di batteria . . . . .	89
3.7.7	Pre-condizionamento della batteria . . . . .	89
3.7.8	Corrente di carica della batteria . . . . .	90
3.7.9	Regolazione della tensione della batteria . . . . .	90
3.7.10	Regolazione della temperatura e protezioni termiche . . . . .	90
3.7.11	Funzionamento del timer di carica . . . . .	91
3.7.12	Terminazione della carica . . . . .	91
3.7.13	Modi sleep e stand-by . . . . .	92
3.7.14	Uscite di stato della carica . . . . .	92
3.7.15	PG (Power Good) . . . . .	92
3.7.16	Ingresso CE (Chip enable) . . . . .	93
3.7.17	Funzioni di disabilitazione della carica della batteria . . . . .	93
3.7.18	Recupero dallo stato FAULT da timer . . . . .	93
3.7.19	Recupero dallo stato di cortocircuito . . . . .	93
3.7.20	Tensione di riferimento $V_{ref}$ . . . . .	94
3.7.21	Scelta dei condensatori esterni . . . . .	94
3.8	Test del BQ24070 . . . . .	95
3.8.1	Utilizzo dell' Evaluation Module per il BQ24070 . . . . .	98
<b>A Tempi di accesso e di attesa OBR</b>		<b>101</b>
<b>B Modello .mdl di AtmoCube</b>		<b>105</b>
<b>C Grafici della potenza disponibile</b>		<b>115</b>
<b>D Tempi di illuminazione e di ombra</b>		<b>122</b>

<b>E</b>	<b>Programma per il calcolo dell'energia giornaliera</b>	<b>128</b>
<b>F</b>	<b>Report della potenza generata dai pannelli solari</b>	<b>130</b>
<b>G</b>	<b>Grafici dei consumi giornalieri mese per mese</b>	<b>141</b>
<b>H</b>	<b>Energie giornaliere disponibili</b>	<b>148</b>
<b>I</b>	<b>Listato per il calcolo dei consumi</b>	<b>150</b>
<b>J</b>	<b>TASC Solar Cells</b>	<b>165</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>167</b>

# 1 Introduzione

## 1.1 Progetto AtmoCube

AtmoCube è un progetto la cui finalità è quella di realizzare un picosatellite secondo le specifiche internazionali dei CubeSat. Attualmente il progetto AtmoCube viene realizzato prevalentemente da studenti dell'Università degli Studi di Trieste, in particolare da studenti dei corsi di laurea in ingegneria e fisica.

### 1.1.1 CubeSat

L'idea dei CubeSat è stata sviluppata dalla California Polytechnic State University e dalla Stanford University e si tratta di una collaborazione internazionale tra più di 60 università attorno al mondo per la costruzione di picosatelliti finalizzati alla ricerca scientifica. Questo progetto garantisce l'accesso a missioni spaziali a molte realtà che altrimenti non avrebbero queste possibilità. I costi di questo tipo di missione infatti vengono sensibilmente ridotti in quanto per il progetto di un CubeSat si parte da una solida base comune di conoscenze e procedure ampiamente consolidata, che permette di focalizzare l'attenzione e gli sforzi della missione sugli aspetti più innovativi. Sempre nell'ottica del contenimento dei costi e della massima semplicità, la definizione fondamentale di un CubeSat fissa le sue dimensioni a  $10 * 10 * 10$ cm e la sua massa ad un valore non superiore ad 1kg. Un esempio di CubeSat può essere visto in figura 1.1 nella pagina seguente, si tratta di BeeSat, realizzato dalla Technische Universität Berlin, in orbita con successo dal 23 settembre del 2009.

### 1.1.2 L'interfaccia P-POD

Il Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) è il sistema standardizzato progettato dal Cal Poly per il lancio dei CubeSat. Esso è capace di contenere tre CubeSat e fa da interfaccia tra i picosatelliti ed il razzo di lancio.



Figura 1.1: Esempio: BeeSat, realizzato dalla Technische Universitat Berlin

Nella pratica il P-POD è una scatola rettangolare in alluminio con uno sportello ed un meccanismo a molla (figura 1.2 nella pagina successiva). Durante l'espulsione dal P-POD i CubeSat slittano lungo una serie di rotaie disposte all'interno della struttura. E' naturale concludere che i picosatelliti disegnati dai diversi gruppi di lavoro devono soddisfare in modo preciso tutte le specifiche di compatibilità con il sistema P-POD in modo tale da garantire la sicurezza ed il buon fine delle missioni.

### 1.1.3 Obiettivi di AtmoCube

L'obiettivo del nostro progetto è quello di realizzare un innovativo sistema di misura che permetta di conoscere l'atmosfera terrestre ad altitudini comprese tra i 400 km ed i 1400 km (per maggiori dettagli riguardanti l'orbita di AtmoCube consultare la sezione 2.5). AtmoCube infatti è dotato di un *payload* che include, tra le altre cose, uno spettro-dosimetro, un magnetometro ed un GPS che permetterà di conoscere la posizione del satellite ad ogni istante; sarà dunque possibile tracciare un'accurata mappa del campo magnetico terrestre e del flusso della radiazione che colpisce il satellite, disegnando una panoramica dettagliata sullo *Space Weather* che circonda il nostro pianeta.

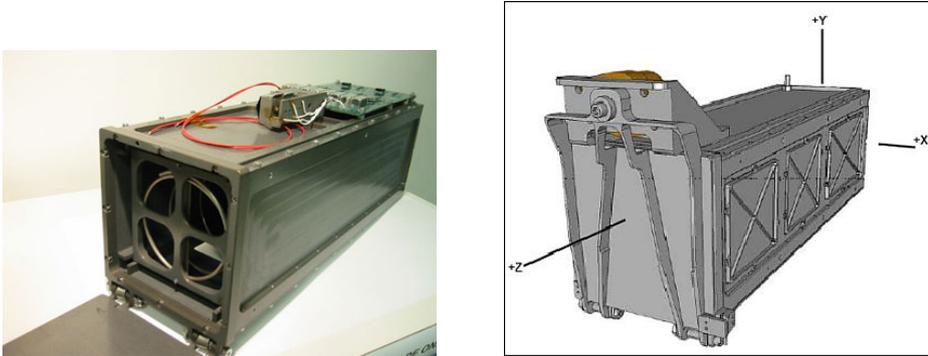


Figura 1.2: Esempi di P-POD

## 1.2 EPS (Electrical Power System): premessa

Lo scopo del presente lavoro è quello di progettare il sottosistema di alimentazione, cioè il sottosistema incaricato di convertire l'energia solare in energia elettrica disponibile per tutti i restanti sottosistemi. La conversione dell'energia proveniente dalle radiazioni solari avverrà all'interno dei pannelli solari a doppia etero-giunzione in arseniuro di gallio di ultima generazione e ad elevata efficienza montati su quattro delle sei facce di AtmoCube (in appendice J è riportato datasheet dei pannelli solari di AtmoCube). L'EPS dovrà incaricarsi di interfacciare i pannelli con il satellite e di gestire la potenza elettrica a disposizione, ottimizzando il suo utilizzo, immagazzinandola quando possibile negli accumulatori di bordo ed alimentando ciascun sottosistema secondo i requisiti particolari. Il presente lavoro prevede tre parti fondamentali:

1. Stesura del bilancio di potenza (Power Budget) del satellite
2. Analisi delle possibili alternative e progettazione del sottosistema
3. Realizzazione pratica di un prototipo del sottosistema e test

E' data particolare enfasi a fornire un contributo reale e tangibile al progetto AtmoCube, che necessita la definizione dell'EPS, sottosistema imprescindibile e che sta alla base di qualunque tipo di missione spaziale. E' per questo che è anche richiesta massima robustezza, affidabilità e semplicità di realizzazione, in modo da minimizzare la probabilità di guasti del sottosistema.

## 2 Power budget

### 2.1 Premessa

Il power budget è il primo e fondamentale passo ai fini della realizzazione del sistema di alimentazione di un satellite. Esso descrive le specifiche di progetto del sottosistema. Solitamente il budget di potenza viene diviso in quattro parti fondamentali [17]:

- determinazione dei requisiti di alimentazione da parte di ciascun sottosistema
- determinazione dell'energia erogata dai pannelli solari
- dimensionamento degli accumulatori
- studio della degradazione dei componenti nel tempo e valutazione delle prestazioni EOL (End Of Life)

Inoltre a conclusione del presente capitolo verrà stilato il vero e proprio bilancio energetico del satellite, nel quale verranno messi a confronto i dati illustrati nei sotto-capitoli sopra citati; nel caso di bilancio energetico negativo verranno infine proposte le possibili soluzioni per colmare le eventuali difficoltà energetiche di AtmoCube.

## 2.2 Requisiti di alimentazione

Requisito fondamentale per progettare l'EPS (Electrical Power System) è quello di conoscere in dettaglio i componenti che verranno alimentati da esso. In particolare nel caso di AtmoCube sarà necessario alimentare il sottosistema di ricetrasmisione OBR (On Board Radio), che comporta i consumi energetici più elevati, il sottosistema di controllo e gestione dei dati OBDH (On Board Data Handling) e gli strumenti di misura che sono il GPS, il magnetometro e lo spettro-dosimetro. In più sono stati recentemente aggiunti i sottosistemi che curano l'assetto di volo, costituito da fotodiodi, ed una spira magnetica in sostituzione ai magneti permanenti per ottenere l'allineamento (stabilizzazione) di uno degli assi del satellite lungo le linee di forza del campo magnetico locale. Questi ultimi sono sottosistemi ancora da definire completamente.

### 2.2.1 OBR (On Board Radio)

Il sistema di ricetrasmisione (OBR) è composto dai seguenti blocchi funzionali [8]:

- Il ricevitore ed il trasmettitore a bassa potenza, composto dal circuito integrato CC1100 (oppure CC1101), dalla rete per la trasformazione da bilanciato a sbilanciato e per l'adattamento di impedenza verso il resto del circuito
- Il commutatore RX TX in bassa potenza
- Il circuito del Front End (LNA) del ricevitore
- L'amplificatore di potenza del trasmettitore
- Il commutatore di antenna
- Il circuito per la misura della potenza emessa

#### 1. Circuito Front End (LNA) del ricevitore

Il Front end del ricevitore comprende il circuito Q101, i filtri passa-banda per l'attenuazione dei prodotti di intermodulazione di secondo ordine e per la limitazione della banda dell'amplificatore, e il Low Noise Amplifier. Quest'ultimo costituisce il primo stadio che viene incontrato partendo dal ricevitore. Il suo consumo si aggira intorno ai 26,2 mA. In questo caso l'alimentazione è stata convenuta a 5V. In ogni modo, si può stimare che la potenza massima richiesta dal intero front end non supererà i 200mW.

## 2. Ricetrasmittitore a bassa potenza

L'integrato Chipcom ricetrasmittitore a bassa potenza svolge la funzione di modulatore/demodulatore FSK e può essere interfacciato direttamente al controllore del satellite. Il modem è dotato di un oscillatore locale interno, di conseguenza la tensione di alimentazione dovrà essere molto stabile con valore di tensione pari a 3,3V e con una distinzione per il consumo di corrente nei periodi di trasmissione 30 mA e di ricezione 17 mA.

## 3. Amplificatore di potenza

Il suo compito è di elevare fino a 2-4W la potenza del segnale a radiofrequenza (437MHz). L'alimentazione richiesta è pari a 6V. Mentre la corrente massima si aggira intorno a 1,5 A [2]. Nonostante questo, per problematiche legate al rendimento e alle dimensioni, si è dovuti ricorrere alla scelta di un Motorola modello MHW704. Questo amplificatore è funzionante in banda UHF ed è in grado di fornire la potenza necessaria alla comunicazione satellite - stazione radio base.

Di seguito la tabella che riassume i requisiti di alimentazione del sottosistema di ricetrasmisione (tabella 2.1)

Sottoistema di ricetrasmisione - Consumi				
	Tensione [V]	Corrente	Tempi	
Amp. di Potenza	6	1,5	A	solo Tx
LNA	5	26,2	mA	Solo ricezione
Modem	3,3	Rx: 17 Tx: 30	mA mA	Sempre acceso
Comm. d'antenna	2,5 a 5	20	$\mu$ A	Solo Tx
Comm. modem	3,3	Rx: 10 Tx: 1	$\mu$ A mA	
Misura potenza	3,3	1	mA	Solo Tx

Tabella 2.1: Requisiti del sistema di ricetrasmisione

## Temporizzazioni del sottosistema di ricetrasmisione

Seguendo la figura 2.1 nella pagina successiva e le specifiche dei diversi componenti del ricetrasmittitore si può dedurre che all'inizio della vita del satellite l'intero ricetrasmittitore è inattivo (da  $t_0$  a  $t_2$ ) cioè per un intervallo che dura  $30\text{min} + (t_2 - t_1)$ . La durata  $t_2 - t_1$  è da decidere ma per i nostri scopi poco rilevante.

Sequenza periodica di lavoro:

1.  $t_0$  istante di chiusura dei kill switches e di espulsione del satellite dal P-POD. E' alimentato solo il sistema OBDH & HK
2.  $t_1$  attivazione dei circuiti del satellite
3.  $t_2$  alimento la sezione Rx/Tx (CC1100 in figura) di bassa potenza
4.  $t_2 + 1\text{ms} = t_3$  alimento LNA
5.  $t_3 + 1\text{ms} = t_4$  controllo del ricetrasmittitore a bassa potenza che viene impostato su Rx per ricevere il telegramma di controllo
6.  $t_5$  fine ricezione segnali di controllo. Spengo ricevitore
7.  $t_6$  attivazione trasmettitore. Spegnimento LNA
8.  $t_6 + 1\text{ms} = t_7$  il commutatore d'antenna va in stato Tx
9.  $t_7 + 1\text{ms} = t_8$  alimento il Power Amplifier, stato Tx
10.  $t_8 + 1\text{ms} = t_9$  alimento il circuito di misura della potenza emessa
11.  $t_9 + 1\text{ms} = t_{10}$  alimento il commutatore del modem (U103, RF2436) che va in modalità Tx
12.  $t_{10} + 1\text{ms} = t_{11}$  controllo del modem e invio del telegramma di controllo a terra
13.  $t_{12}$  Fine della trasmissione verso la stazione di terra.

A partire da  $t_{13}$  si riparte con la sequenza di ricezione descritta tra gli istanti  $t_1$  e  $t_6$  e contemporaneamente si effettua lo spegnimento del sistema di trasmissione; questo corrisponde alla sequenza delle seguenti operazioni:

- $t_{12} + 1\text{ms} = t_{13}$  commutatore RxTx intermedio va su Rx, alimentato a 0 V
- $t_{13} + 1\text{ms} = t_{14}$  spegnimento Power amplifier

- $t_{14} + 1\text{ms} = t_{15}$  spegnimento del circuito di misura della potenza emessa
- $t_{15} + 1\text{ms} = t_{16}$  commutatore di antenna va in stato Rx
- $t_{16} + 1\text{ms} = t_{17}$  si riparte con sequenza da  $t_2$

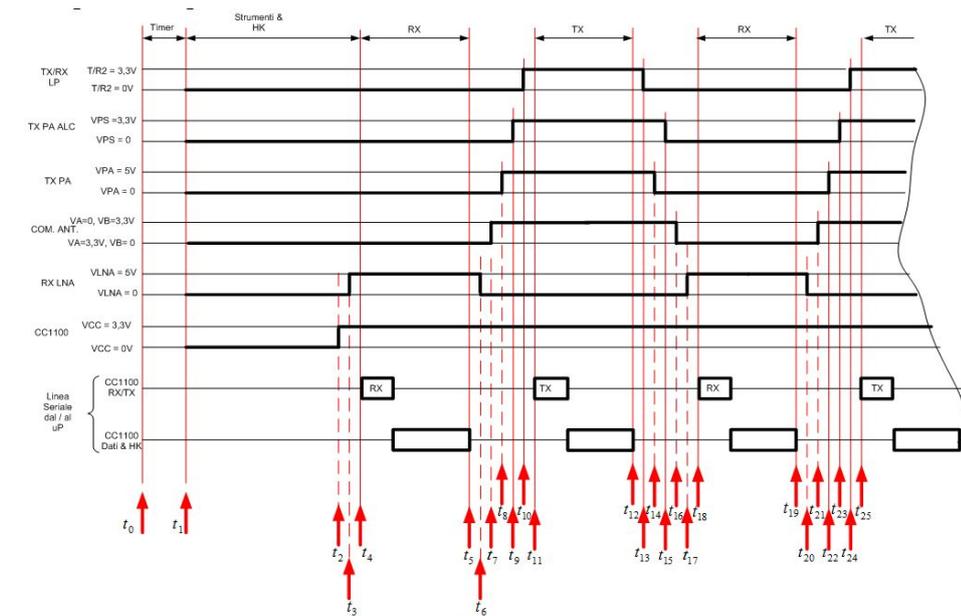


Figura 2.1: Temporizzazioni radio

## 2.2.2 Strumenti di misura

### 1. Magnetometro:

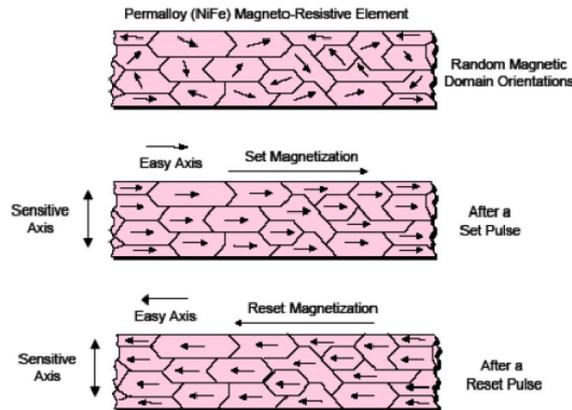


Figura 2.2: Allineamento dei dipoli magnetici del permalloy

Il magnetometro, modello Honeywell HMC2003, è un sensore ibrido costituito da tre magnetoresistenze in permalloy e da un'interfaccia elettronica dedicata. È capace di misurare il campo magnetico lungo i tre assi ( $x$ ,  $y$ ,  $z$ ) del sistema di riferimento locale, fornendo così informazioni complete su modulo, direzione e verso della grandezza misurata. L'unico problema di questo elemento è legato al materiale di cui è composto: il permalloy. Questo materiale ha una elevata permeabilità magnetica e quindi necessita di un set/reset prima di ogni misurazione. Nel transitorio di set/reset il dispositivo richiede un breve ma intenso impulso di corrente pari a 5 A generato da un circuito RC. In quest'intervallo di tempo, il sistema di alimentazione dovrà fornire allo strumento, oltre alla normale corrente richiesta, anche tale corrente di spunto.

### 2. Spettro-dosimetro

Come spettro-dosimetro è stata messa a disposizione per Atmocube, una cella a camera di deriva al silicio (SDD Silicon Drift Detector) realizzata nei laboratori dell'Istituto Nazionale di Fisica Nucleare (INFN). L'alimentazione dello spettro-dosimetro richiede quattro tensioni diverse in ingresso  $\pm 6V$ ,  $-100V$  e  $3,3V$ . Questo componente è realizzato su un sub-strato ad alta resistività di silicio drogato n di area  $\approx 2cm^2$  e uno spessore di  $300\mu m$ . Questo tipo di detector è indicato per spettroscopie a basso rumore in quanto il suo funzionamento si basa sul

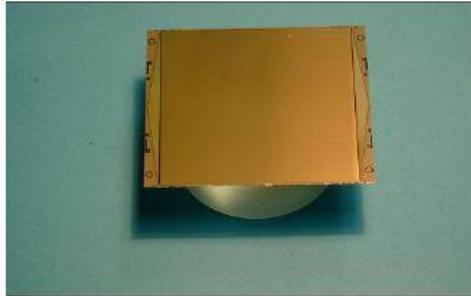


Figura 2.3: Camera a deriva al silicio

concetto di deflessione trasversa. Il range di misura dello strumento si estende ad energie dell'ordine dei 70 keV.

### 3. GPS

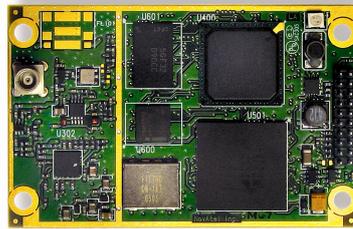


Figura 2.4: GPS OEMV 1 della NovAtel

Attualmente la scelta di un sistema di navigazione globale (Global Position System, GPS) spazio compatibile per AtmoCube presenta due alternative. Il modello OEMV-1 della NovAtel, ed il modello TR-G2 della Javad. Prenderemo in considerazione il primo dei due che presenta il consumo di potenza minore tra le alternative; in particolare esso richiede mediamente 1 W di potenza con una tensione di 3,3V(+5%/-3%) [9]. La scelta di inserire un GPS è legata alla necessità di inserire nei dati raccolti, oltre all'intensità del campo magnetico e alla misura dello spettro-dosimetro, anche un'informazione sul dov'è stata effettuata la misura.

## Tempi degli strumenti di misura

Per quanto riguarda i tempi di accensione e spegnimento degli strumenti di misura abbiamo che prima di ogni misura deve essere fornito al magnetometro un impulso di RESET (vedi Tabella 2.2). Il ciclo di misura completo è di circa 21s per il magnetometro mentre per lo spettro-dosimetro esso è molto più lungo e può essere considerato come sempre acceso, infatti la soglia massima di trasmissione per un passaggio è di 4 Mbit e sappiamo che per lo spettro-dosimetro si ha un rate di acquisizione dati di 4 kbit/min; per colmare la soglia di 4 Mbit trasferibili dunque lo spettro-dosimetro deve stare acceso per  $10^3$  min, questo equivale a dire che esso deve essere tenuto sempre acceso, come riportato nella medesima tabella. Nella simulazione MatLab dei consumi giornalieri sono stati scelti tempi di misura per il magnetometro di 30s, al fine di garantire un certo margine di capacità operativa.

Di seguito nella tabella 2.2 vengono riassunti i requisiti di alimentazione degli strumenti di misura di AtmoCube.

Strumenti di misura - Consumi					
		Tensione [V]	Corrente		Tempi
Magnetometro	Funz.normale	9	20	mA	21 s
	Reset	15 a 20	3 a 5	A	2 $\mu$ s
Camera a deriva	Polarizzazione	+/- 6 (*)	20	mA	sempre acceso
		-100 (**)	20	$\mu$ A	
		3,3	40	mA	
GPS		3,3	300	mA	sempre acceso

Tabella 2.2: Requisiti degli strumenti di misura

(\*)max. ripple 1mV(\*\*)max. ripple 3mV

### 2.2.3 Sistema di controllo e gestione dei dati

Il sistema di controllo è stato affidato al microcontrollore PIC18LF8722 della Microchip, mentre l'immagazzinamento dei dati è stato affidato alla memoria SRAM Cypress CY62167DV30 con capacità di 16 Mbit [12]. Nella tabella 2.3 vengono riassunti i requisiti di questi due componenti.

Sistema di controllo e gestione dei dati - Consumi			
	Tensione [V]	Corrente	Tempi
Microprocessore	3,3	$\approx 1$ mA	Sempre acceso
Memoria SDRAM	3,3	30 mA	

Tabella 2.3: Requisiti del sistema di gestione e controllo

### 2.2.4 Consumi giornalieri

Per ottenere una stima più accurata sui consumi di AtmoCube sono state realizzate delle simulazioni su MatLab. In questi file si computano i consumi di potenza secondo per secondo ed il consumo totale di energia durante ventiquattro ore. Nella simulazione vengono considerati i periodi di funzionamento degli strumenti di misura di AtmoCube, in particolare il magnetometro va acceso solo durante gli intervalli di misura lunghi 30 secondi mentre lo spettro-dosimetro viene tenuto sempre acceso, come descritto nella sezione 2.2.2 nella pagina precedente. Si ricorda inoltre che il principale consumo energetico è arrecato dal sottosistema di ricetrasmisione ed in particolare dall'amplificatore di potenza (PA) al quale bisogna appunto dedicare molta attenzione in fase di simulazione. I tempi di accesso e di attesa della radio (quindi di accensione/spegnimento del PA), infatti, sono stati ricavati tramite simulazione col programma STK (Satellite ToolKit). Le statistiche principali e la prima parte del report dei tempi di accesso ed attesa si trova in appendice A nella pagina 101; da uno studio dei risultati si può vedere come i tempi di attesa presentino un andamento ripetitivo ed abbastanza regolare, in particolare si possono individuare tre tipi di attese: lunghe comprese tra 41000 e 47000 s, medie tra i 19000 s ed i 25000 s, e brevi circa di 6000 s. Possiamo inoltre affermare che al più si troveranno due tempi di attesa brevi in successione, per contro si verificheranno delle sequenze di parecchi tempi di attesa medi e lunghi consecutivi. Pertanto il caso peggiore considerato è quello in cui si verificano due periodi di attesa brevi seguiti da uno medio e poi da uno lungo. La ripetitività è di circa 24 h; per i tempi di accesso è più difficile trovare una regolarità nei valori ottenuti, di conseguenza è stato considerato il tempo di accesso massimo per il caso peggiore. In una successiva simulazione, invece, sono stati considerati

i tempi di accesso medi. Per avere un'idea sul listato MatLab utilizzato per le simulazioni descritte si consulti l'appendice I nella pagina 150.

I risultati delle simulazioni ci dicono che nel caso peggiore si avrà un consumo giornaliero di energia pari a  $45,8 \text{ W} \cdot \text{h}$  ( $164880 \text{ J}$ ), con un consumo associato al PA di circa  $10,3 \text{ W} \cdot \text{h}$ ; mentre nel caso di tempi di accesso medi si avrà un consumo di  $38 \text{ W} \cdot \text{h}$  ( $136800 \text{ J}$ ), con un consumo del PA pari a  $4 \text{ W} \cdot \text{h}$ . I grafici dei consumi di potenza in 24 ore relativi al caso peggiore ed al caso con tempi di accesso medi si possono vedere nelle figure 2.5 e 2.6; si può vedere come i grafici presentino dei picchi di consumo molto elevati ma di breve durata in corrispondenza agli istanti di Reset del magnetometro; inoltre si possono notare i periodi di accensione dell'amplificatore di potenza con un consumo di potenza totale pari a circa  $10 \text{ W}$ .

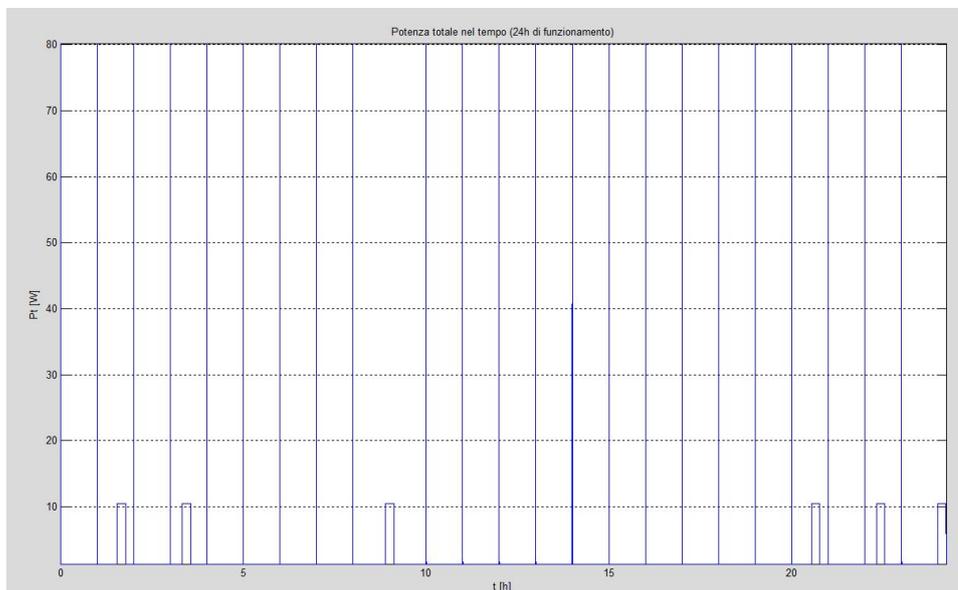


Figura 2.5: Consumi - caso peggiore

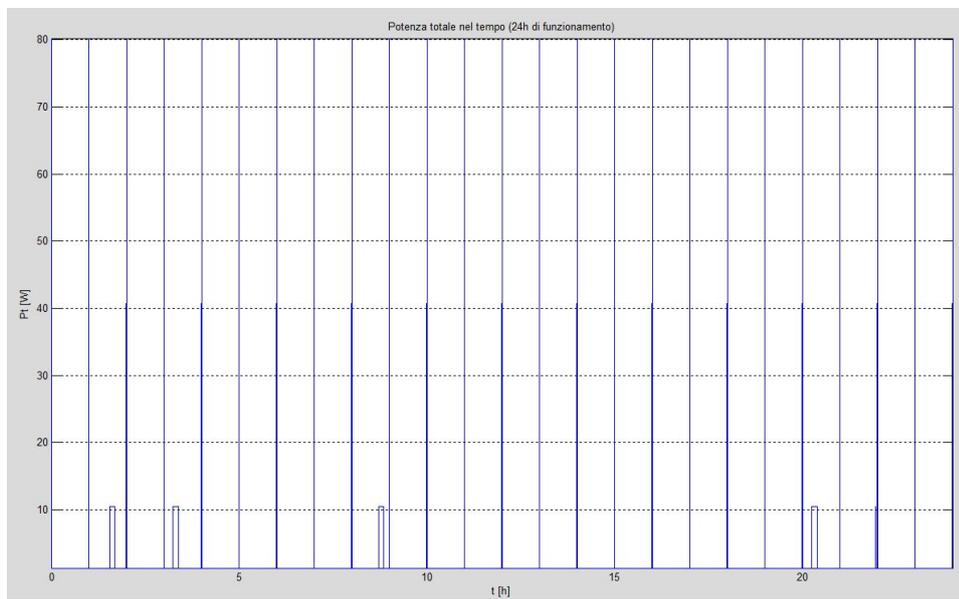


Figura 2.6: Consumi - tempi di accesso radio medi

## 2.2.5 Consumi ciclo eclissi-illuminazione

Per validare i dati ottenuti dalle simulazioni, i dati del consumo energetico sono stati elaborati e ricalcolati nel caso particolare dell'eclissi più lungo che sperimenterà AtmoCube. Per fare questo è stato necessario analizzare le simulazioni dei periodi di eclissi ed illuminazione ottenuti tramite simulazione con STK 6 e parzialmente riportate in appendice D nella pagina 122. Una semplice ispezione di tali dati ci mostra come ci siano due casi eccezionali e critici il 1 Giugno ed il 1 Luglio 2011 in cui si hanno periodi di illuminazione ultra breve e che verranno presi in considerazione separatamente; tralasciando quei due momenti il periodo più breve di illuminazione è di 3944 s durante i quali è necessario che la batteria riceva una quantità di energia pari a quella consumata durante l'eclissi (calcolata di seguito):

Si possono distinguere principalmente due regimi di consumo durante il periodo d'eclissi :

- PA acceso
- PA spento

per avere una stima conservativa consideriamo il caso peggiore cioè con il tempo di accesso più lungo ed il tempo di attesa più corto; tali valori sono stati ottenuti sfruttando l'utilità *access* di STK 6, il quale permette di simulare l'accesso della stazione di terra al satellite impostando un angolo di elevazione di  $20^\circ$ , i risultati di tali simulazioni sono riportati in appendice A nella pagina 101. Si avrà dunque che durante l'eclissi più lunga, 2219,677 s, si potrà avere al massimo un solo tempo di accesso lungo, cioè di trasmissione o PA acceso, pari a  $t_a = 803$  s; guardando i tempi di attesa si vede infatti come non si possano avere due tempi di accesso in un medesimo periodo di eclissi in quanto i minimi tempi di attesa si aggirano intorno ai 90 min. Per il resto del periodo d'eclissi di durata pari a  $t_s = 1416,677$  s si potrà tenere il PA spento.

### Periodo d'eclissi

#### PA acceso

Potenza radio :

$$P_r = 7,7366 \text{ W}$$

Potenza GPS e controllo :

$$P_{gc} = 0,7623 \text{ W}$$

Potenza trasmissione :

$$P_{tr} = 8,4989 \text{ W}$$

Energia totale periodo di trasmissione :

$$E_{tr} = P_{tr} * t_a = 6824,6 \text{ J}$$

### PA spento

Con il PA spento si eseguiranno delle misure normalmente quindi considerando che si ha una misura ogni 3600s, nel periodo di PA spento  $t_s$ , e per un totale di  $N_{misure} = 1$  misure ciascuna di durata  $t_m = 21s$  si otterrà:

Potenza magnetometro :

$$P_m = 0,18 \text{ W}$$

Potenza spettrodosimetro :

$$P_d = 0,254 \text{ W}$$

Potenza reset :

$$P_{reset} = 100 \text{ W}$$

Potenza GPS e controllo :

$$P_{gc} = 0,7623 \text{ W}$$

Energia magnetometro :

$$E_m = P_m * t_m * N_{misure} = 3,78 \text{ J}$$

Energia spettrodosimetro :

$$E_d = P_d * t_s = 359,8 \text{ J}$$

Energia reset :

$$E_{reset} = P_{reset} * 2 \cdot 10^{-6} * N_{misure} < 0,001 \text{ J}$$

Energia GPS e controllo :

$$E_{gc} = P_{gc} * t_s = 1079,9 \text{ J}$$

Energia totale periodo PA spento :

$$E_m + E_d + E_{reset} + E_{gc} = 1443,5 \text{ J}$$

Energia totale eclissi :

$$E_{spento} + E_{acceso} = 8268,1 \text{ J}$$

Per riuscire ad immagazzinare nell'accumulatore il precedente valore di energia durante il periodo di illuminazione più breve, servirà una potenza di 2,1 W ed una corrente di carica pari a 0,5 A ad una tensione di ricarica di 4,2 V (come indicato sul datasheet). Questa è una potenza che le celle non saranno in grado di fornire per un periodo così prolungato.

Considerando invece i valori medi per le durate dei periodi di illuminazione  $t_{Mi} = 5342$  s, dei periodi d'eclissi  $t_{Me} = 1699$  s e dei tempi di accesso  $t_{Ma} = 470$  s e ripercorrendo i calcoli precedenti si ha che l'energia con PA acceso diventa pari a  $E_{accesso} = 3994,5$  J mentre quella a PA spento  $E_{spento} = 1252,8$  J l'energia totale per il periodo d'eclissi diviene  $E_{eclissi} = 5247,3$  J, richiedendo alle celle una potenza pari a 0,98 W durante l'illuminazione per ricaricare le batterie affinché sostengano tale eclissi, ed una corrente di 0,26 A; questi sono valori che possono essere coperti dalle nostre celle in condizioni favorevoli.

Considerando questi valori un ciclo eclissi-illuminazione durerà in media 7041 s in un giorno ci saranno 12 cicli, per un'energia media richiesta per le eclissi di una giornata di 62967,6 J, bisogna ricordare che l'energia media disponibile è di 104050 s, rimarrebbero quindi 41082,4 s disponibili per le operazioni durante i periodi di illuminazione, si può già facilmente prevedere che essi saranno insufficienti; in ogni caso sviluppando i calcoli per i periodi di illuminazione si otterrà:

### Periodo di illuminazione

Considerando un solo tempo di accesso possibile durante il periodo di illuminazione, e due misurazioni del magnetometro possibili, avremo con calcoli analoghi ai precedenti:

#### PA acceso

Energia totale PA acceso :

$$E_{accesso} = P_{accesso} * t_a = 3994,483\text{J}$$

#### PA spento

Energia magnetometro :

$$E_m = P_m * t_m * N_{misura} = 7,56\text{J}$$

Energia spettroscopico :

$$E_d = P_d * t_s = 1237,5\text{J}$$

Energia reset :

$$E_{reset} = P_{reset} * 2 \cdot 10^{-6} * N_{misura} < 0,001\text{J}$$

Energia GPS e controllo :

$$E_{gc} = P_{gc} * t_s = 3713,9J$$

Energia totale PA spento :

$$E_m + E_d + E_{reset} + E_{gc} = 4959J$$

Energia totale illuminazione :

$$E_{spento} + E_{acceso} = 8953,4J$$

Quindi l'energia per un ciclo completo di eclissi-illuminazione sarebbe data da  $E_{ciclo} = 14200,7J$  e considerando che ci sono 12 cicli in un giorno si avrà un consumo  $E_{giorno} = 170408,9J = 47,3W \cdot h$ .

A risultati del tutto analoghi si giunge consultando i grafici ed i dati risultanti dalle simulazioni per i consumi fatte con MatLab ed esposti nella sezione precedente sui consumi giornalieri, secondo essi infatti nel caso peggiore si avrà un consumo giornaliero di energia pari a  $45,8W \cdot h$  (164880 J), con un consumo associato al PA di circa  $10,3W \cdot h$ ; mentre nel caso di tempi di accesso medi si avrà un consumo di  $38W \cdot h$  (136800 J).

## 2.3 Dimensionamento degli accumulatori

I pannelli solari devono essere in grado di fornire sufficiente potenza per ricaricare le batterie e per permettere di compiere tutte le operazioni ad AtmoCube durante i periodi di esposizione ai raggi solari. Gli accumulatori garantiscono il funzionamento durante i periodi di eclissi, la cui durata massima è di 2219,677 s come già accennato precedentemente (sezione 2.2.5 nella pagina 15). Per AtmoCube verrà utilizzata una cella agli ioni di litio della SAFT modello MP 174865 dotata di elevata potenza e capace di fornire fino a  $4,7 \text{ A} \cdot \text{h}$  garantendo una tensione nominale di  $3,75 \text{ V}$ . I grafici di scarica della batteria sono riportati nella figura 2.7.

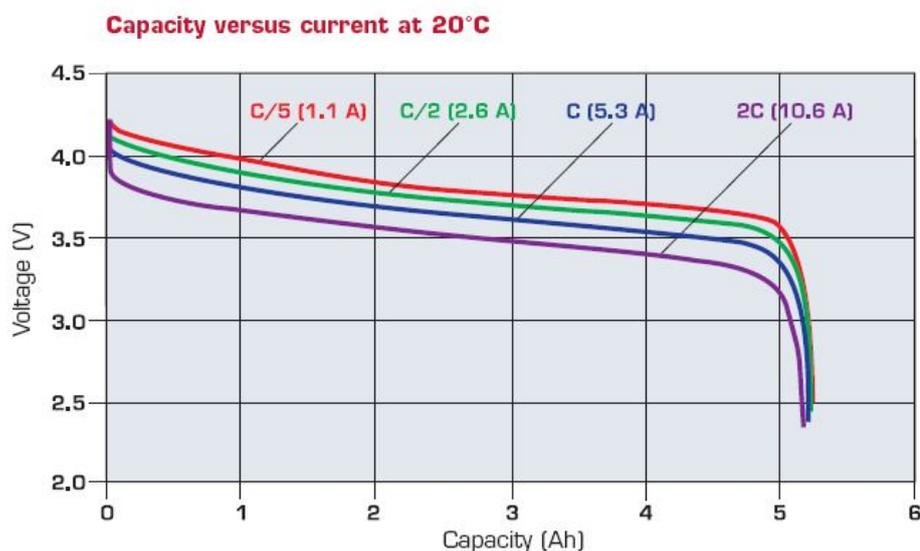


Figura 2.7: Scarica della batteria

Per quanto riguarda la temperatura di lavoro di AtmoCube [10] si può dire che ci saranno delle variazioni consistenti dell'ordine anche di  $150 \text{ }^\circ\text{C}$ , raggiungendo picchi negativi di circa  $-120 \text{ }^\circ\text{C}$ ; sono temperature inaccettabili per il corretto funzionamento degli accumulatori, il range di temperature indicato per la ricarica della batteria va da  $-20 \text{ }^\circ\text{C}$  a  $60 \text{ }^\circ\text{C}$ , mentre per il periodo di scarica si possono avere temperature da  $-50 \text{ }^\circ\text{C}$  a  $60 \text{ }^\circ\text{C}$ . Per ora, sperando che venga trovato un corretto sistema di isolamento termico per le batterie, assumiamo che la temperatura di lavoro delle batterie sia di  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Dai grafici di scarica della batteria si vede come un ciclo di scarica della batteria riesca a sostenere un consumo di  $2,6 \text{ A}$  circa per  $7200 \text{ s}$ , quindi è capace di fornire un'energia di circa  $70200 \text{ J}$  ampiamente superiore alle richieste per le eclissi più lunghe (sezione 2.2.5 nella pagina 15), dunque possiamo affermare che le batterie siano addirittura ampiamente sovradi-

mentionate per il fabbisogno di AtmoCube, fatto che ci tranquillizza per quanto riguarda il funzionamento nei periodi di eclissi. Naturalmente la precedente considerazione si basa sul presupposto che durante il periodo di esposizione ai raggi precedente all'eclissi la batteria sia stata correttamente caricata dai pannelli solari; per ulteriori ragionamenti riguardanti il bilancio energetico rimandiamo alla sezione di conclusioni 2.6 ed al capitolo 3.

## 2.4 Energia erogata dai pannelli solari

Per AtmoCube verranno utilizzati dei pannelli della SpectroLab chiamati TASC a forma di triangolo rettangolo. Messi in gruppi di due essi formeranno dei piccoli rettangoli di 1,55 x 3,18 cm come mostrato in figura 2.8

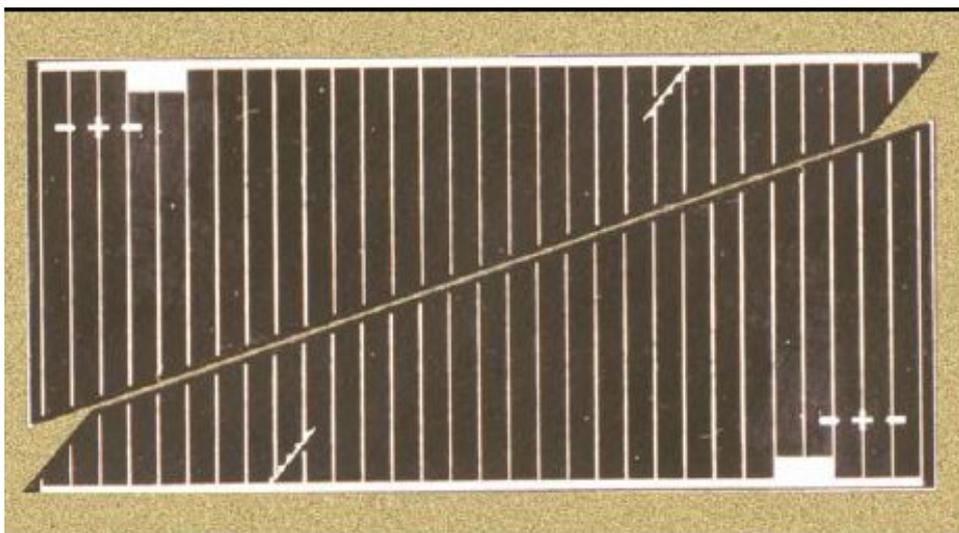


Figura 2.8: Pannello solare

Nella tabella 2.4 vengono invece riportate le caratteristiche principali dei pannelli solari.

Tabella 2.4: Celle solari

Celle Solari			
Potenza Nominale		0,027	W/cm <sup>2</sup>
Rendimento		27	%
Dimensioni cella	Larghezza	15,5	mm
	Lunghezza	31,8	mm
Superficie cella		492,9	mm <sup>2</sup>

Il datasheet delle celle può esser consultato in appendice J nella pagina 165.

Per ottenere una stima accurata dell'energia fornita dai pannelli solari di AtmoCube è stato utilizzato il programma Satellite tool kit versione 6 (STK 6). Per realizzare la simulazione è stato necessario creare un modello accurato del satellite seguendo le specifiche dell'ESA e quelle descritte nelle *CubeSat Design Specifications* (CDS) dell'Università della California. Tale modello è stato creato su un file testuale .mdl in linguaggio MDL della AGI;

al suo interno è stato necessario fornire una descrizione testuale dettagliata della sagoma del satellite tramite dichiarazione vettoriale delle superfici che lo costituiscono, specificando inoltre testura, colore ed altri parametri riguardanti il tipo di superficie. In seguito sono stati dichiarati ed applicati i pannelli solari, seguendo le indicazioni del datasheet (appendice J nella pagina 165) per quanto riguarda forma spessore ed efficienza della singola cella, e le specifiche fornite dai designer meccanici di AtmoCube per quanto riguarda numero e disposizione delle celle. Suddetto modello è stato sviluppato interamente per simulare il caso specifico di AtmoCube.

Inoltre, in fase di progetto, è stato importante il ruolo del tool ‘model viewer’ (incluso nel pacchetto STK 6) tramite il quale si possono visualizzare i modelli realizzati e le modifiche apportate man mano che si procede nel disegno del modello. Si nota infine che sono state riscontrate delle difficoltà in fase di progettazione del modello in quanto non esiste un vero e proprio manuale o riferimento per il linguaggio mdl AGI, è stato perciò molto utile il tempestivo supporto tecnico dell’assistenza AGI, in particolare dell’ing. Matthew Bitzer. Per una visuale del modello del satellite si veda la figura 2.9.

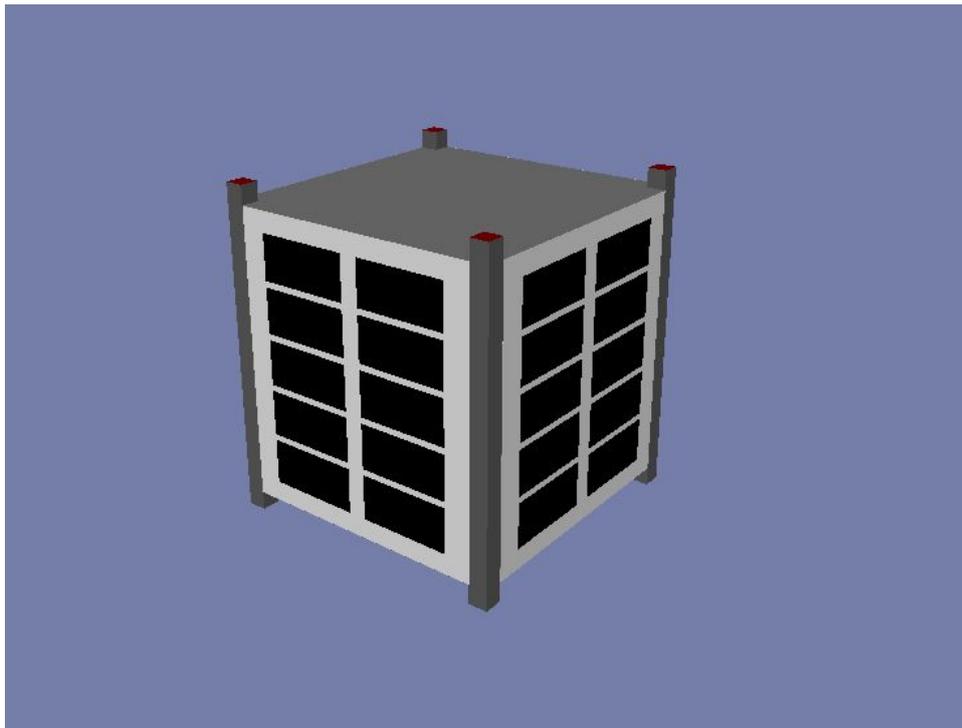


Figura 2.9: Modello di AtmoCube utilizzato per le simulazioni

Nell’appendice B nella pagina 105 è riportato l’intero codice del modello. Il tool di STK 6 utilizzato per la simulazione è il *solar panel tool*, esso permette di simulare la potenza erogata dai pannelli solari applicati al satellite

durante un determinato intervallo del suo funzionamento, nel nostro caso è stato preso in considerazione un anno intero in modo da avere l'analisi dell'intera periodicità di illuminazione solare. Il *solar panel tool* permette inoltre di tenere conto dei possibili *obscuring objects*, cioè corpi che possono influenzare l'illuminazione del satellite da parte del sole; è stata presa in considerazione unicamente La Terra. La simulazione viene eseguita dal tool considerando i raggi solari come paralleli e non radiali, secondo la documentazione fornita dalla AGI questa è un'approssimazione lecita data la distanza del sole e le dimensioni del satellite. Per ricavare la potenza istantanea il software si basa sulla formula

$$P = \eta \cdot I \cdot S \cdot P_{sun}$$

dove  $\eta$  rappresenta l'efficienza dei pannelli solari,  $I$  rappresenta l'intensità dei raggi solari ed è un coefficiente compreso tra 0 ed 1, esso assume il valore 0 durante i periodi d'eclissi, assume un valore maggiore di zero e minore di uno nei periodi di penombra ed 1 quando si è in piena illuminazione;  $S$  rappresenta l'area di pannelli solari interessata dalla radiazione solare, e  $P_{sun}$ , che assume un valore costante pari a  $1358 \text{ W/m}^2$ , rappresenta la potenza per unità di superficie standard fornita dalla radiazione solare nello spazio vuoto. I risultati della simulazione vengono forniti a scelta sotto forma di grafico o report.

Come già detto le simulazioni della potenza erogata dai pannelli solari coprono il primo anno di vita di AtmoCube computando la potenza disponibile con intervallo di campionamento di durata scelta pari a 90 secondi, tale valore è un compromesso tra sufficiente dettaglio della simulazione ed una durata della stessa non eccessivamente elevata, si ricorda infatti che si parla di simulazioni molto impegnative dal punto di vista della mole di dati da processare. I risultati della simulazione si possono vedere in forma grafica in appendice F nella pagina 130. Dai dati ottenuti si deduce un andamento piuttosto variabile a causa del veloce alternarsi di periodi d'eclissi e di illuminazione. I report, che hanno una notevole mole di dati, sono parzialmente riportati in appendice F nella pagina 130 a scopo illustrativo.

Successivamente con i dati della potenza istantanea si è proceduto a stimare l'energia disponibile ogni giorno per i primi 365 giorni, per fare ciò è stata effettuata una simulazione su MatLab grazie alla quale, processando più di 350000 dati, si è calcolato l'integrale della potenza rispetto al tempo ogni giorno; il codice del programma utilizzato per questa operazione è riportato in appendice E nella pagina 128.

I risultati dell'energia disponibile giorno per giorno durante dodici mesi sono consultabili in appendice H nella pagina 148, da essi sono stati ricavati i valori dell'energia giornaliera media durante il primo anno, il giorno in cui si avrà l'energia minima (9 gennaio 2010) ed il giorno in cui si avrà energia

massima; i dati sono i seguenti:

$$E_{media} = 1,0405 * 10^5 = 28,9 \text{ W} \cdot \text{h}$$

$$E_{minima} = 70436 \text{ J} = 19,5 \text{ W} \cdot \text{h}$$

$$E_{massima} = 1,37710 * 10^5 \text{ J} = 38,2 \text{ W} \cdot \text{h}$$

I grafici relativi alle energie giornaliere durante un anno si possono vedere graficamente nella figura 2.10

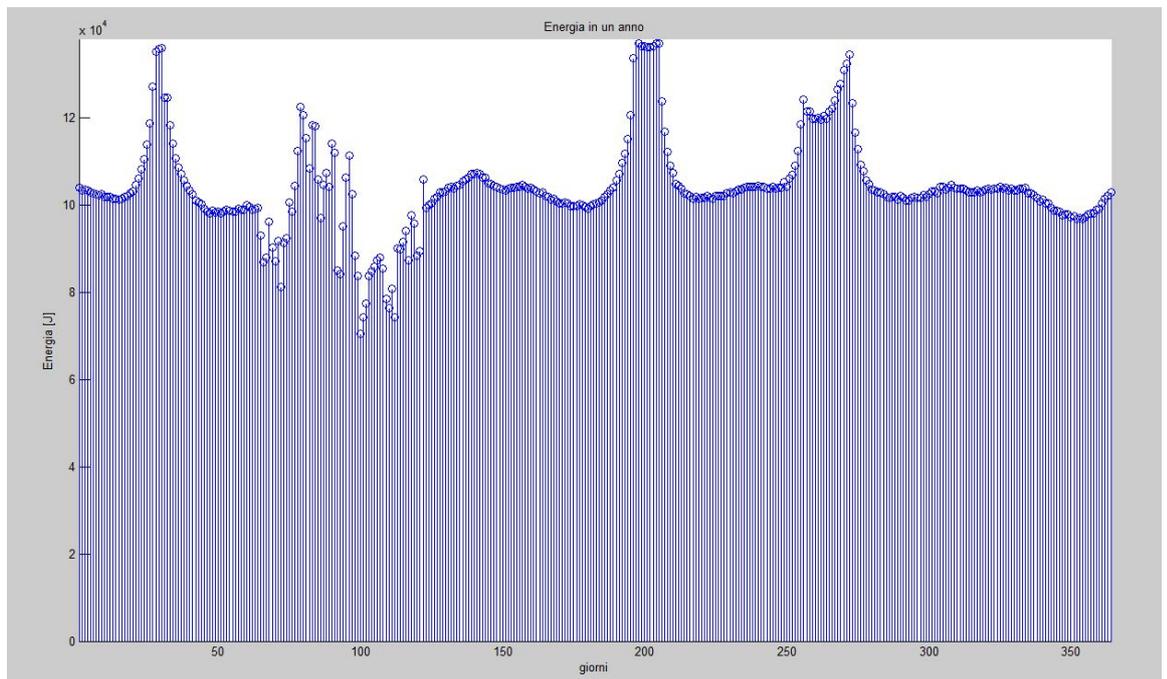


Figura 2.10: Energia giornaliera disponibile durante un anno

## 2.5 Prestazioni EOL e deterioramento dei componenti

Per valutare le prestazioni dei componenti di AtmoCube alla fine della vita della missione occorre prima capire la durata della medesima. Essa sarà limitata probabilmente dalle prestazioni della batteria che consente un numero limitato di cicli di carica/scarica. Quando l'accumulatore non sarà in grado di coprire la durata media di un periodo d'eclissi la vita di AtmoCube può essere considerata esaurita.

Una delle caratteristiche delle batterie Li-ion infatti è proprio il loro invecchiamento abbastanza accelerato, ad ogni ciclo di carica si formano dei depositi all'interno dell'elettrolita che inibiscono il trasporto degli ioni di litio tra anodo e catodo, come risultato si ha un aumento della resistenza interna della cella; questo tipo di invecchiamento penalizza maggiormente le applicazioni che impiegano elevati valori di corrente, fortunatamente non è il nostro caso.

Bisogna inoltre considerare che il degrado è strettamente collegato anche alla temperatura alla quale la batteria si troverà ad operare, con un effetto negativo al crescere delle temperature. Bisogna però fare attenzione a quest'ultima affermazione, l'assistenza tecnica della SAFT infatti ha fatto notare che anche al di sotto di certe temperature la capacità della batteria subisce un deterioramento notevole al diminuire della temperatura a causa del grande aumento dell'impedenza interna della batteria. L'aumento dell'impedenza interna della batteria comporta inoltre che ci sia una minore tensione ai capi della cella ed una elevata dissipazione di potenza interna, fatto che provoca un riscaldamento della cella, portando ad una leggera diminuzione della resistenza interna man mano che si va avanti col ciclo di scarica. Si viene dunque a creare una specie di controreazione dagli effetti però troppo lievi per stabilizzare o ridurre il degrado accelerato della cella. Si può notare anche che la ricarica della batteria a basse temperature deve venire effettuata a basse correnti perché la alta impedenza interna alla cella provocherebbe facilmente una tensione superiore al massimo assoluto per l'accumulatore fissato a 4,2 V causandone un danneggiamento permanente, si può dedurre quindi che il tempo di ricarica si allunga in modo considerevole.

C'è inoltre da dire che a basse temperature il tempo di vita della batteria diminuisce di molto a causa della deposizione del litio all'interno della batteria. Inoltre i test fatti sulla batteria anche dalla casa produttrice sono stati effettuati a pressione atmosferica, il comportamento dell'accumulatore a basse pressioni è al momento imprevedibile per noi.

I tecnici della SAFT ad ogni modo sconsigliano severamente l'uso della batteria per temperature sotto gli 0 °C, la temperatura standard di lavoro prevista per la cella infatti è di 20 ±5 °C. Si vede (anche dal datasheet, appendice J nella pagina 165) come il nostro modello di accumulatore non sia un modello specificamente progettato per impieghi aerospaziali, il suo

utilizzo rimane un'incognita. Il problema del controllo della temperatura della batteria rimane aperto e da risolvere.

Si nota infine che il problema del test completo delle batterie è difficile da affrontare per quanto riguarda impegno e costi, sarebbe infatti auspicabile disporre di ambienti sotto vuoto e con temperature paragonabili a quelle che avrà atmocube al suo interno, range di temperature che non è stato tutt'ora definito ma che sarà probabilmente molto variabile.

Sarebbe consigliabile l'utilizzo di tecnologie specificamente progettate per impieghi aerospaziali, come il modello MPS 176065 della SAFT ottimizzato per operare all'interno di micro satelliti, garantendo un completo isolamento termico e di un circuito autonomo progettato per il riscaldamento della cella; oppure si potrebbe ricorrere alla tecnologia yardney, che seppur più costosa offre pluriennale esperienza nella progettazione di batterie ad impieghi aerospaziali e garantisce la personalizzazione del prodotto a seconda delle richieste della specifica missione.

Tornando alla stima del tempo di vita di AtmoCube e considerando i dati forniti dal Datasheet della batteria (appendice J nella pagina 165) in esso è previsto un calo della capacità minore del 30% dopo 500 cicli di carica-scarica. Sappiamo dalla sezione precedente che l'energia richiesta durante un periodo d'eclissi lungo nel caso peggiore è di 8268,1 J, mentre la batteria al cento per cento della sua capacità è capace di fornire 70200 J. Pertanto Atmocube sarà in grado di funzionare fino a quando la capacità della batteria subirà un degrado del 88 % circa. Considerando il degrado della batteria lineare si avrà una simile calo della capacità dopo 1500 cicli circa. Ad ogni modo bisogna tener presente che considerare lineare il degrado è probabilmente un'ipotesi pessimistica, ma non si dispongono di ulteriori dati per quanto riguarda l'invecchiamento della cella; sarà necessario sottoporre un esemplare di batteria a dei test di invecchiamento.

Un ulteriore problema per la stima della durata della vita di AtmoCube è data dal fatto che i cicli di carica-scarica della batteria non sono cicli completi né tanto meno omogenei, essi semplicemente sono legati alle durate dei periodi di illuminazione ed ombra (consultabili in parte in appendice D nella pagina 122). Salvo casi speciali, come per esempio il 28 Ottobre 2010 in cui il satellite permarrà illuminato per un periodo di quasi tre giorni, si avrà che ogni periodo orbitale attorno alla Terra può essere diviso in un periodo di illuminazione ed uno di ombra; durante questi periodi la batteria verrà solo parzialmente scaricata e parzialmente caricata. Come ipotesi semplificativa e pessimistica si considera che ad ogni periodo orbitale venga effettuato un ciclo completo di carica-scarica della batteria.

Segue una valutazione del periodo orbitale di AtmoCube [17].

Dati orbitali AtmoCube avrà un'orbita ellittica con i seguenti parametri:

Raggio perigeo:

$$R_p = 1447 \text{ km}$$

Raggio apogeo:

$$R_a = 354 \text{ km}$$

Raggio quadratico medio terrestre:

$$R_T = 6372,795477598 \text{ km}$$

Costante gravitazionale:

$$\mu = G * M = 398600,5 \text{ km}^2/\text{s}^2$$

Calcolo del periodo orbitale Seguendo la figura 2.11 nella pagina successiva si deduce che

Semiassse maggiore :

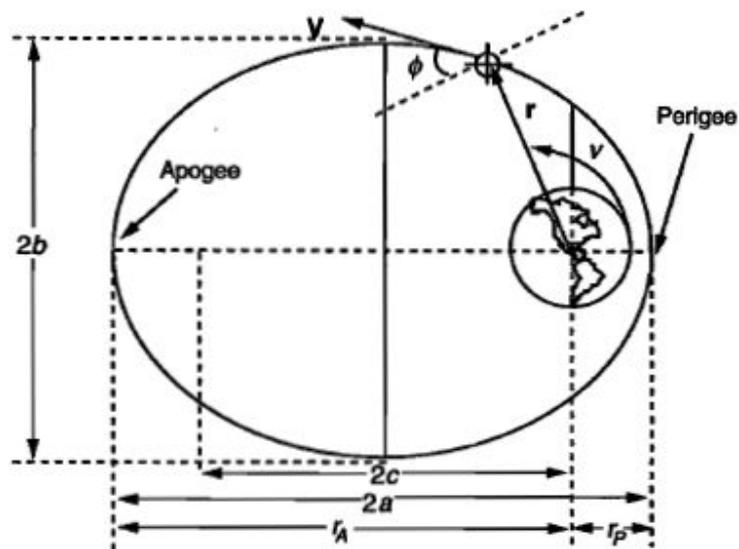
$$a = \frac{R_a + R_p + 2R_T}{2}$$

Periodo dell'orbita ellittica :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 6173,1637 \text{ s} = 102,886 \text{ min}$$

Si avrà dunque che i 1500 cicli critici per AtmoCube verranno compiuti in un tempo pari a :  $T_{vita} = 1500 * T = 9259745,55 \text{ s} = 107 \text{ d}$ .

Secondo questo risultato una valutazione delle prestazioni EOL (End Of Life) dei restanti componenti del satellite sarebbe superflua perché la variazione in meno di quattro mesi di vita sarebbe davvero trascurabile. Uno scenario del genere, con un tempo di vita così breve, ci obbliga a riconsiderare l'ipotesi di un ciclo di carica-scarica per ogni orbita e quella di degrado lineare dell'accumulatore. Questi due dati possono essere corretti tramite test diretto sulla batteria oppure richiedendo al costruttore informazioni più dettagliate riguardanti il degrado della batteria.



- $r$ : position vector of the satellite relative to Earth's center
- $V$ : velocity vector of the satellite relative to Earth's center
- $\phi$ : *flight-path-angle*, the angle between the velocity vector and a line perpendicular to the position vector
- $a$ : *semimajor axis* of the ellipse
- $b$ : *semiminor axis* of the ellipse
- $c$ : the distance from the center of the orbit to one of the foci
- $v$ : the *polar angle* of the ellipse, also called the *true anomaly*, measured in the direction of motion from the direction of perigee to the position vector
- $r_A$ : *radius of apogee*, the distance from Earth's center to the farthest point on the ellipse
- $r_P$ : *radius of perigee*, the distance from Earth's center to the point of closest approach to the Earth

Figura 2.11: Parametri orbitali

## 2.6 Conclusioni

Una volta valutati in dettaglio i consumi del satellite e l'energia disponibile fornita dai pannelli solari è necessario confrontare questi dati per cercare di progettare al meglio l'EPS del satellite capendo se c'è un eventuale surplus di energia da dissipare o se viceversa sarà necessario cercare di dosare al meglio un'energia non sufficiente.

Di seguito la tabella 2.5 mette in evidenza il bilancio energetico di AtmoCube

	Energia giornaliera in $W \cdot h$	
	Disponibile	Consumata
Caso peggiore	19,5	45,8
Caso medio	28,9	38

Tabella 2.5: Bilancio energetico

Inoltre ricordiamo i risultati ottenuti nella sezione 2.2.5 nella pagina 15: l'energia media per un ciclo eclissi-illuminazione sarebbe data da  $E_{ciclo} = 14200,7 J$ , considerando che ci sono 12 cicli in un giorno c'è un consumo  $E_{giorno} = 170408,9 J = 47,3 W \cdot h$ , risultati che confermano i dati ottenuti tramite simulazione ed esposti nella tabella 2.5. Inoltre avevamo ottenuto che il bisogno di potenza erogata dalle celle durante l'illuminazione più breve per assicurare il funzionamento durante le eclissi lunghe è pari a  $0,98 W$ , confrontando questo dato con quelli ottenuti dalle simulazioni della potenza erogabile dalle celle si può vedere che sono valori ampiamente alla portata dei nostri pannelli.

Possiamo in ogni caso notare che siamo di fronte ad un enorme deficit energetico per AtmoCube che imporrebbe la scelta di spegnere certi sottosistemi durante alcuni intervalli di tempo di ricarica degli accumulatori.

### 2.6.1 Deficit energetico: possibili soluzioni

Per affrontare il deficit energetico di AtmoCube si possono adottare diversi accorgimenti, alcuni abbastanza ovvi come aumentare la superficie dei pannelli solari oppure cercare dei pannelli con maggiore efficienza; è possibile pure ricorrere a diverse tecnologie, rimandiamo alla sezione 3.3.4 nella pagina 51.

Se si vuole invece mantenere l'attuale configurazione dei sottosistemi e gli attuali componenti in quanto molti di essi sono stati già acquistati, non c'è alternativa che quella di ridurre i consumi durante determinati periodi inibendo certe funzioni del satellite. I due componenti che contribuiscono maggiormente al consumo di potenza sono il power amplifier e la camera a deriva, l'elevato consumo di quest'ultima è dovuto principalmente al fatto che essa è stata considerata sempre accesa.

In media, secondo i dati ottenuti, devono essere recuperati intorno a  $10 \text{ W} \cdot \text{h}$  ogni giorno. Questo equivale a tenere il power amplifier spento nei periodi di visibilità della stazione di terra per un'ora al giorno, con una media di tempi di accesso di 1880s al giorno si può concludere che il satellite potrà avere il Power Amplifier in funzionamento regolare durante i tempi d'accesso solamente per 1 giorno ogni tre, oppure equivalentemente può utilizzare solo un tempo di accesso ogni tre, fatto che è evidentemente preoccupante soprattutto per la grande mole di dati che il satellite dovrà trasmettere e che in questo caso dovrà essere ridotta in modo considerevole.

## 3 EPS (Electrical Power System)

### 3.1 Premessa

Nella fase di progettazione viene definita la struttura generale e l'architettura con cui verrà implementato l'EPS. Come primo passo è naturalmente necessario definire i requisiti che il sottosistema deve soddisfare; in seguito si procede a creare le alternative possibili per la realizzazione del sistema, includendo un'analisi dei progetti precedenti; successivamente si deve scegliere quale fra le precedenti sia la soluzione ottima che tiene conto di tutte le problematiche particolari che caratterizzano la missione e, parzialmente in parallelo a queste operazioni, avviene la scelta dei componenti più adeguati per ottenere le prestazioni prestabilite.

### 3.2 Requirements

Riassunto dei *Power System requirements*

- Orbita ellittica
- Altitudine 354 - 1447 km
- Periodo dell'orbita 103 min
- Accelerazione di lancio
- Vibrazioni
- Massima eclissi 37 min
- Minima illuminazione 6,25 min
- Costante solare 1350 W/m<sup>2</sup>
- Temperatura -40 to 60 °C per l'elettronica (eccetto le batterie)
- Vuoto 10<sup>-4</sup> Pa

- Periodo di vita atteso 1 anno
- Massa  $\approx 600$  g(batteries and solar cells included)
- Volume  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$
- Bus di alimentazione  $4.4 \text{ V} \pm 5\%$
- RF supply  $6 \text{ Volt} \pm 5\%$
- Energia giornaliera media disponibile  $29 \text{ W} \cdot \text{h}$
- Potenza media per caricare la batteria  $1 \text{ W}$ (massimo)
- Energia giornaliera media consumata  $38 \text{ W} \cdot \text{h}$
- Possibilità di carica della batteria da sorgente esterna
- Possibilità di esecuzione del check-up con GSE e alimentazione di sistema con GSE
- Kill switches
- Switch Remove before flight
- Completa disattivazione del satellite all'interno del P-POD

Certi *requirements* sono più critici rispetto agli altri. Tra i più critici sono sicuramente i diversi range di temperatura, soprattutto per quanto riguarda gli accumulatori, i livelli di vuoto e l'energia disponibile.

## 3.3 Progettazione

### 3.3.1 Lavori precedenti

Il sottosistema di alimentazione di AtmoCube è stato trattato più volte a causa dei continui cambiamenti delle specifiche. I lavori precedenti sono per lo più incompleti ed ormai quasi completamente inutilizzabili. Per quanto riguarda il vero e proprio funzionamento dell'EPS in verità ci sono solamente due proposte.

La prima risale al 2004 [4] ed ormai non si adatta più alle specifiche di AtmoCube, in essa viene proposto l'interfacciamento dei pannelli solari con il satellite attraverso un convertitore DC-DC PWM (Pulse Width Modulation) di tipo boost, con duty cycle regolato dal microprocessore secondo un algoritmo MPPT (Maximum Power Point Tracking) che consente di trarre dalle celle la massima potenza possibile istante per istante. Nella pratica si proponeva di realizzare un adattamento di impedenza dinamico tra pannelli e satellite in modo da sfruttare il massimo trasferimento di potenza; l'interfaccia tra pannelli e resto del sistema è un convertitore switching il cui duty cycle doveva essere regolato via software sfruttando le relazioni tipiche dei convertitori switching secondo cui  $V_{out} = D \cdot V_{in}$  e  $I_{in} = D \cdot I_{out}$  per annullare la derivata della caratteristica d'uscita dal convertitore potenza-tensione, trovando quindi istante per istante il punto di massimo di tale caratteristica. Questa proposta è stata scartata per la sua complessità eccessiva, per i problemi riscontrati nei progetti precedenti e per le possibili interferenze che un alimentatore *buck-boost* di questo tipo può generare [1]. La decisione quindi è stata quella di utilizzare un punto di lavoro fisso per i pannelli solari.

Più recente è la seconda breve proposta [12] in cui viene suggerito l'utilizzo di un LDO (low drop out) linear voltage regulator modello MIC5205 della Micrel per alimentare il sottosistema OBDH & HK. Tale componente garantisce, con tensioni in ingresso superiori a 3,3 V, una tensione d'uscita di 3,3 V stabile ed a ripple ridotto, utile in particolare al convertitore A-D, che deve effettuare misurazioni analogiche di precisione, ed al protocollo di comunicazione SPI che richiede una tensione di riferimento fissa e stabilizzata.

Inoltre viene proposto l'utilizzo di un circuito supervisore di reset che manda il microcontrollore in stato di reset durante la fase di avvio dell'alimentazione o in situazioni di brown out.

Infine in [12] viene posto il problema dell'avvio della ricarica della batteria all'inizio della vita del satellite e più in generale nelle situazioni in cui la carica della batteria sia molto bassa (sotto i 3,1 V), durante i quali il microcontrollore non sarebbe in grado di gestire la ricarica della batteria. Come soluzione propone un circuito charge monitor che si incarica di ricaricare la

batteria quando essa presenta una caduta inferiore ai 3,1 V subentrando al controllo del microcontrollore.

Il funzionamento complessivo proposto quindi può essere riassunto come segue: il sistema di alimentazione del modulo OBDH & HK viene dotato di un circuito di reset che garantisce la disattivazione del sottosistema qualora, in fase di avvio o in condizioni di Brown out, la tensione di alimentazione scenda sotto la soglia di tensione (*trip point*), fissata a 2,3 V; si ricorda inoltre che i dati tecnici del microcontrollore segnalano una tensione minima di alimentazione di 2 V per il corretto funzionamento del medesimo, il *trip point* a 2,3 V quindi è stato scelto in modo da avere quindi un leggero margine cautelativo. Quando la tensione di alimentazione dell' OBDH è al di sopra dei 2,3 V di *trip point* il microcontrollore viene attivato in modalità di hibernate o low power<sup>1</sup>.

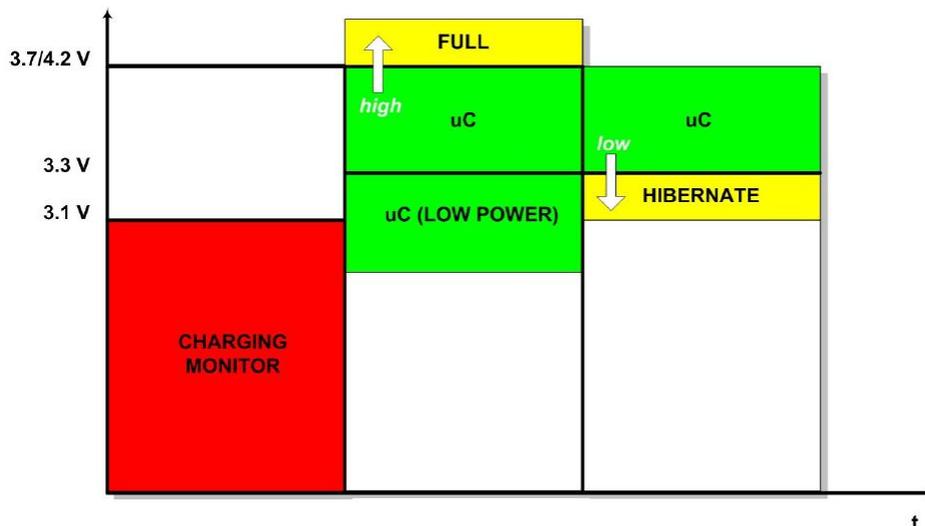


Figura 3.1: Controllo della carica proposto

Per quanto riguarda la carica dell'accumulatore (figura 3.1) si ha che essa è affidata al circuito charge monitor per tensioni inferiori ai 3,1 V, mentre per tensioni superiori ai 3,1 V è il microcontrollore a prendere in mano la gestione della carica della batteria. Si noti l'ampia differenza prevista tra le soglie di tensione per l'avvio del microcontrollore e quella alla quale il medesimo prende il controllo della carica della batteria, atta a creare una finestra d'isteresi per aumentare la robustezza e l'affidabilità del sistema. La modalità hibernate del microcontrollore deve permettere il corretto controllo

<sup>1</sup>Nella modalità low power si commuta dal clock principale ad alta frequenza alla sorgente di clock Timer1, un quarzo ad elevata precisione. Le periferiche e la CPU permangono in funzione normalmente

della ricarica della batteria poiché nel caso di alimentazione compresa tra 3,1 V e 3,3 V il microcontrollore si troverà a dover controllare la carica dell'accumulatore essendo contemporaneamente in modalità hibernate.

Per quanto riguarda la gestione dell'alimentazione generale del satellite, la gestione della ricarica della batteria e l'ibernazione del microcontrollore si può notare che, nello schema a blocchi proposto (figura 3.2) si dà per scon-

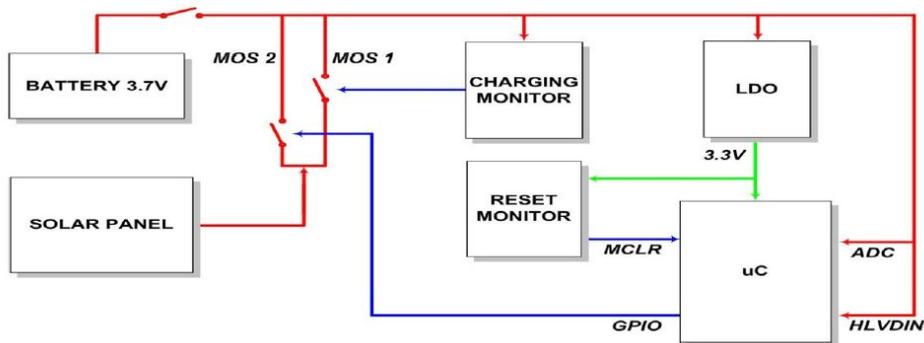


Figura 3.2: Proposta per la gestione della carica della batteria

tata un'alimentazione del satellite interamente affidata alla batteria, con i pannelli solari che si limitano unicamente a ricaricare la batteria quando essa è scarica. La gestione dei pannelli proposta quindi prevede che una volta completata la ricarica dell'accumulatore essi vengano staccati completamente e che la batteria inizi il suo ciclo di scarica; a batteria scarica i pannelli vengono riattaccati per ripartire con un nuovo ciclo di carica della batteria.

### 3.3.2 Considerazioni e critiche

L'idea di utilizzare un regolatore lineare per l'alimentazione del modulo OBDH & HK va sicuramente riconsiderata. Risulta infatti, sotto molti aspetti, più conveniente l'utilizzo di un convertitore buck-boost. Esso infatti garantisce una maggior efficienza ed inoltre la possibilità di alimentare anche con tensioni di batteria inferiori ai 3,3 V, questo è un fatto fondamentale che nelle proposte precedenti non veniva affrontato del tutto e veniva data per scontata la corretta alimentazione del modulo OBDH al di sotto della soglia dei 3,3 V. In realtà con l'impiego del regolatore lineare proposto il corretto funzionamento sotto la soglia sarebbe tutt'altro che scontato, esso prevede infatti una tensione d'uscita leggermente minore a quella di ingresso. Sicuramente il protocollo SPI utilizzato per la comunicazione con le periferiche, ed il convertitore AD non potrebbero funzionare correttamente in quelle condizioni. L'utilizzo del regolatore buck-boost appunto risolverebbe tutti questi problemi dando anche maggior robustezza al sistema di alimentazione.

Si nota inoltre che i convertitori buck-boost presentano dei ripple nella tensione d'uscita assolutamente comparabili con quelli assicurati dal regolatore lineare permettendo il corretto funzionamento del convertitore AD e del protocollo di comunicazione SPI. Ad esempio l'integrato LTC 3240-3.3 della Linear garantisce un ripple della tensione in uscita di al massimo 20 mV.

Per quanto riguarda il progetto del supervisore di reset si può dire che esso è completo e correttamente sviluppato, ed il suo funzionamento è stato anche ampiamente collaudato in laboratorio. Gli schemi circuitali prodotti effettivamente garantiscono che il microcontrollore vada in reset quando l'alimentazione ha dei problemi e che si riaccenda quando l'alimentazione torna a funzionare correttamente, con una tensione di trip point pari a 2,3 V.

### 3.3.3 Gestione della carica della batteria

Nel progetto esposto precedentemente il controllore si incaricava, a batteria carica, di fermare il ciclo di ricarica staccando i pannelli sia dalla batteria che dall'intero satellite, e, quando necessario, cioè ad accumulatore quasi scarico, pensava e ricollegare i pannelli al sottosistema ed a far ripartire la ricarica della batteria. E' importante notare che secondo queste ipotesi l'alimentazione sarebbe interamente a carico della batteria in ogni istante; dunque la funzione primaria degli accumulatori, che sarebbe quella di fornire l'energia necessaria quando si è a corto di essa, specialmente durante i periodi d'ombra, viene estesa, facendo sì che siano essi ad alimentare il satellite sempre. Questa forzatura comporta dei notevoli svantaggi:

1. Inutile spreco della potenza generata dai pannelli quando essi vengono staccati e si è in periodo di illuminazione. Si consideri infatti il caso in cui si finisca di caricare la batteria all'interno di un periodo di illuminazione, la potenza generata dai pannelli da quel momento in poi verrebbe sprecata e, considerando le difficoltà di disponibilità di energia esposte nel Power budget del satellite, questa sarebbe una situazione da evitare ad ogni costo
2. Difficoltà ad assicurare l'energia necessaria durante i periodi d'ombra. Per capirlo basti considerare il caso in cui la batteria venga completamente caricata durante un periodo di illuminazione, i pannelli vengano regolarmente staccati dal sistema e la batteria inizi il suo ciclo di scarica fungendo da unica sorgente di energia per il satellite come previsto; se dovesse sopraggiungere un periodo d'eclissi a batteria parzialmente scarica probabilmente si avrebbero delle difficoltà ad assicurare l'autonomia necessaria per superare l'intero periodo d'ombra a pieno regime di funzionamento
3. Utilizzo intensivo della batteria durante tutto il periodo di funzionamento di AtmoCube con conseguente aumento del numero di ci-

cli di carica-scarica della batteria e diminuzione del tempo totale di vita della stessa. Anche questa è una situazione assolutamente da evitare tenendo in considerazione la valutazione fatta nel Power budget (sezione 2.5 nella pagina 25) riguardante il tempo di vita del satellite che è strettamente legato al tempo di vita dell'accumulatore

Di seguito verranno proposti e considerati diversi modi per realizzare la connessione tra i pannelli solari e la batteria, per garantire la corretta ricarica della batteria e per gestire in modo ottimale le due sorgenti di energia elettrica di AtmoCube, cioè i pannelli solari e l'accumulatore. Si fa notare come queste due sorgenti energetiche abbiano caratteristiche particolari che rendono la loro gestione un problema complesso. In particolare i pannelli solari sono una sorgente di energia discontinua e molto variabile nel tempo, inoltre forniscono una potenza istantanea molto inferiore alla potenza richiesta dal sistema da alimentare. Le batterie invece, più che una sorgente sono un accumulatore, esse durante certi periodi saranno un carico da 'alimentare' o più propriamente da ricaricare, mentre in certi momenti saranno la sorgente primaria di energia elettrica per AtmoCube. Un sistema di alimentazione correttamente progettato deve essere in grado gestire questi elementi in modo ottimo per garantire robustezza, massima durevolezza, utilizzazione corretta e bilanciata dei componenti e massima efficienza, cioè utilizzazione completa della potenza disponibile.

#### Proposta 1

Prendendo in considerazione la proposta illustrata in [12], si vede come essa, malgrado gli inconvenienti già visti, può esser resa un'opzione implementabile. E' necessario però fare attenzione a scegliere una soglia di batteria scarica che, durante i periodi di illuminazione, faccia ripartire il ciclo di carica della batteria quando essa possiede la minima carica sufficiente a superare l'eclissi più lunga, si garantisce così che in qualsiasi momento la batteria sia pronta ad affrontare un periodo d'ombra con successo. Tale soglia corrisponderà ad una precisa tensione misurata ai capi della batteria e dipende, tra le altre cose, anche dal consumo medio di corrente a cui essa è sottoposta, le curve di scarica dell'accumulatore infatti come si vede in fig 2.7 nella pagina 19 dipendono anche dal consumo a cui è sottoposta la cella. Gli svantaggi di questa soluzioni sono già stati esposti in precedenza, sezione 3.3.2 nella pagina 35.

(implementazione: quelle di punis, per le soglie limitatori di tensione oppure software)

#### Proposta 2

Un'altra soluzione da prendere in considerazione sarebbe quella di, una volta compiuta la ricarica della batteria durante la fase di illuminazione,

staccare del tutto la batteria tenendola pronta per il periodo d'eclissi, ed affidando l'alimentazione dell'intero satellite durante il periodo di illuminazione ai soli pannelli solari.

Seguendo questa proposta non sarebbe necessario l'utilizzo del circuito aggiuntivo di charge monitoring (esposto prima nella sezione 3.3.1) in quanto durante il periodo di illuminazione l'alimentazione e l'avvio del microcontrollore non sarebbero legati alla carica della batteria ma sarebbero in ogni caso garantiti dall'energia fornita dai pannelli solari; ci sarebbe dunque una semplificazione dell'hardware del sottosistema. Inoltre l'utilizzazione delle batterie sarebbe ridotta al minimo, cioè ai soli periodi d'ombra, con un conseguente allungamento del tempo di vita atteso per la missione.

Questa soluzione, semplice e molto conveniente sotto ogni punto di vista, sarebbe implementabile solo nel caso in cui si avesse una potenza erogata dai pannelli solari molto superiore al fabbisogno del satellite. Purtroppo osservando i report derivati dalle simulazioni per la potenza disponibile ed i grafici di energia disponibile (vedi sezione 2 nella pagina 4) si può concludere come non sia attuabile nel caso di AtmoCube. I report di potenza disponibile infatti indicano come essa abbia notevoli fluttuazioni, e come in ogni caso la potenza non sia mai sufficiente a coprire l'alimentazione dell'intero satellite, rendendo necessario un intervento delle batterie anche durante il periodo d'illuminazione.

(implementazione: semplice MOS con comando software che rilevi quando si è in ombra e quando in illuminazione)

### Proposta 3

Un'altra soluzione sarebbe quella di mantenere la batteria sempre carica, cioè durante il periodo di illuminazione non permettere che essa si scarichi mai, se non di molto poco. Questa sarebbe una sorta di continuazione della proposta del paragrafo 3.3.3, ma realizzabile solo nel caso di surplus di energia disponibile dalle celle. Come già accennato non si tratta del nostro caso per ora. Questa soluzione presenterebbe inoltre il problema del deterioramento della batteria, essa infatti verrebbe sottoposta a numerosi mini-cicli di carica-scarica che potrebbero deteriorare la capacità della cella. Inoltre, essendo nel caso di surplus di energia, sarebbe importante l'aggiunta di un sistema atto a dissipare l'energia in eccesso. (implementazione: semplicemente un limitatore di tensione ai capi della batteria)

### Proposta 4

Tenendo conto delle osservazioni fatte fin'ora si può giungere a considerare l'utilizzo di una soluzione ibrida, che colga i vantaggi delle proposte

precedenti e cerchi di risolvere i problemi e le esigenze del EPS di AtmoCube. Come prima caratteristica è importante che durante i periodi d'illuminazione l'alimentazione del satellite venga affidata all'azione congiunta di batteria e pannelli solari; più precisamente la batteria dovrebbe essere incaricata di fornire la potenza mancante, complementando quella fornita dai pannelli solari qualora essa non fosse sufficiente. Ovviamente per assicurare l'autonomia necessaria per superare i periodi d'ombra e non scaricare eccessivamente la batteria durante il periodo di illuminazione, sarebbe utile fissare una soglia minima di carica della batteria al di sotto della quale essa smetta di complementare la potenza data dai pannelli e si limiti ad essere ricaricata; sarebbe inoltre consigliabile l'uso di una seconda soglia per la carica della batteria al di sopra della quale essa possa tornare a svolgere la funzione normale di complemento per i pannelli solari. Una soluzione di questo genere si rende vitale soprattutto se si osservano le simulazioni della potenza erogata dalle celle, si può notare infatti come esse non siano mai in grado di sostenere i periodi di trasmissione, ed in certi momenti neanche la normale alimentazione degli altri sottosistemi, rendendo appunto necessario l'intervento della batteria.

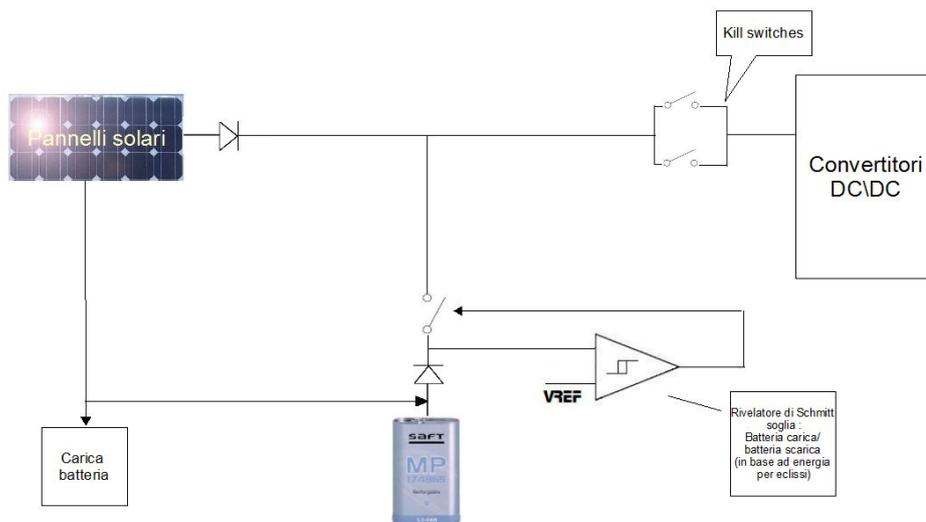


Figura 3.3: Schema a blocchi EPS

In figura 3.3 si può vedere un possibile schema ibrido di lavoro per l'EPS in cui si può notare una ricarica della batteria indipendente dall'alimentazione del satellite; sono presenti inoltre dei diodi di protezione per correnti inverse sia per i pannelli che per la batteria, possono essere utilizzati sia diodi ideali in forma di circuito integrato oppure diodi reali; infine lo switch (probabilmente un MOSFET) che si incarica di attaccare e staccare la batteria a seconda del suo stato di carica, esso è comandato da un comparatore di

Schmitt con finestra di isteresi traslata dalla  $V_{ref}$ . L'uscita del comparatore va alta quando la carica della batteria è sufficiente a superare 2 o tre eclissi e ritorna bassa quando la batteria è in grado di superare solamente un'eclissi. La soglia bassa sarà quindi data da  $V_{th-l} = V_{ref} - V_{out} \cdot \frac{R_1}{R_f}$  mentre quella alta da  $V_{th-h} = V_{ref} + V_{out} \cdot \frac{R_1}{R_f}$  con  $R_1$  ed  $R_2$  (figura 3.4) che dovranno essere regolate in base alla tensione di batteria carica e di batteria scarica, e con  $V_{ref}$  pari a due volte la tensione che corrisponde al superamento di un'eclissi lungo. Se la soluzione del comparatore di schmitt risultasse di difficile implementazione esso può essere semplicemente sostituito con due comparatori, oppure la regolazione può avvenire via software.

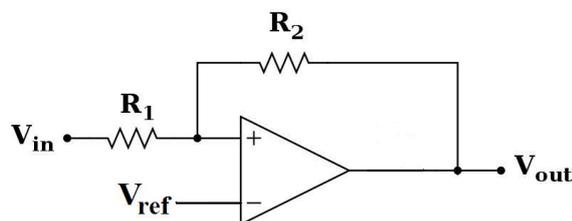


Figura 3.4: Trigger di Schmitt con tensione di riferimento

Un'altra soluzione per l'implementazione dell'EPS è quella proposta dalla linear technology per sistemi di alimentazione simili al nostro, viene consigliato l'utilizzo dell'integrato che gestisce il power path modello LTC1479, lo schema di funzionamento proposto si può vedere in figura 3.5. In esso

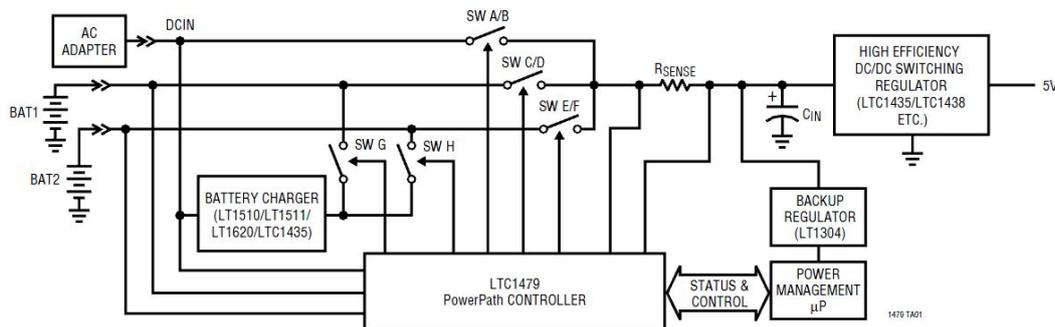


Figura 3.5: Schema a blocchi basato sull'integrato LTC1479

notiamo come il gestore del power path LTC1479 sia il cuore del sistema di alimentazione proposto, esso si incarica di interfacciare il microcontrollore con i diversi componenti dell'EPS, traduce i livelli logici da microcontrol-

lore in operazioni da compiere sui diversi path della potenza e contemporaneamente fornisce informazioni sullo stato dei componenti al processore in modo da avere una interfaccia software-hardware completa ed affidabile. L'integrato dunque grazie alle direttive del microcontrollore gestisce una o due batterie di qualunque tipo (non solo Li-Ion) ed una sorgente continua, includendo la possibilità di ricaricare le batterie e di alimentare il sistema a valle sia tramite batteria che direttamente dalla sorgente DC o di fare ambedue le cose contemporaneamente. Si vede inoltre come viene effettuato un controllo della corrente che scorre verso il sistema alimentato con la resistenza  $R_{sense}$ , fattore importante soprattutto durante le commutazioni dei MOS che potrebbero portare sovracorrenti dannose. Gli switch rappresentati nello schema a blocchi sono N-MOS a bassa perdita.

Si noti che questo integrato ha funzioni meno specializzate rispetto al BQ24070 che verrà analizzato più avanti, ed a differenza di quest'ultimo l'LTC1479 non è progettato specificamente per gestire sistemi in cui la sorgente in continua abbia pesanti limitazioni di potenza erogabile come nel caso di AtmoCube. Come controparte l'LTC1479 garantisce una maggior flessibilità di progetto a costo di una maggior complessità dello stesso; l'utilizzo di quest'integrato infatti implica che la gestione dell'EPS venga affidata in parte anche al software progettato dall'utente ed implementato sul microcontrollore.

Come ultima proposta infine viene consigliato l'utilizzo dell'integrato bq24070 della Texas progettato specificamente per il power management di sistemi simili ad AtmoCube, cioè dotati di accumulatore e di sorgente di energia esterna, avendo inoltre come requisito particolare il contenimento delle dimensioni. Il bq24070 consente di alimentare il satellite e di ricaricare la batteria contemporaneamente ed in modo indipendente, fatto che consente di ridurre il numero di cicli di carica e scarica della batteria allungando il tempo di vita della cella. Viene anche garantito l'avvio del sistema anche con tensioni di batteria molto basse utilizzando direttamente la potenza dei pannelli solari, in questo modo si rende la ricarica dell'accumulatore indipendente dal microcontrollore risolvendo i problemi di alimentazione del modulo OBDH e consentendo di eliminare il circuito di charge monitor (vedi sez. 3.3.1 nella pagina 33). Questo integrato, inoltre, si adatta molto bene alle funzioni che erano state individuate in fase di progettazione come ottimali, sezione 3.3.3, in particolare esso è dotato di due funzioni speciali che entrano in funzione a seconda delle richieste di alimentazione del carico:

- il dynamic power-path management (DPPM) che si incarica di gestire la potenza generata dalla sorgente (i pannelli solari) tra le due funzioni fondamentali del sottosistema di alimentazione, cioè tra la carica della batteria e l'alimentazione stessa del satellite. Distribuendo la corrente disponibile tra batteria e carico da alimentare l'integrato ricerca di

uno stato di equilibrio che permette di dare priorità all'alimentazione del satellite in ogni istante, e di ricaricare contemporaneamente, se possibile, la batteria

- ed il modo battery supplement che qualora la sorgente non riesca a soddisfare le richieste del carico fa sì che la batteria si incarichi di complementare l'apporto di potenza al sistema.

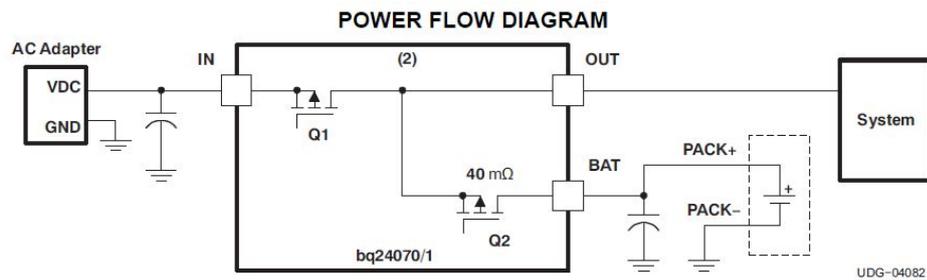


Figura 3.6: Power-path management

In figura 3.6 è raffigurato lo schema concettuale di lavoro per la gestione della potenza implementato dal BQ24070. I MOS Q1 e Q2 permettono di gestire la ricarica della batteria indipendentemente dall'alimentazione del carico, in particolare il transistor Q2 garantisce la gestione del *battery supplement mode* come si vedrà più avanti. La commutazione da un modo di funzionamento ad un'altro viene determinata con un monitoraggio continuo della tensione d'uscita, quando essa scende sotto la soglia  $V_{DPPM} \cdot SF$ , entra in funzione il DPPM, per ulteriori cali della  $V_{out}$  invece scatta il modo battery supplement. Il comportamento dettagliato di queste due particolari funzioni viene illustrato nella figura 3.42 nella pagina 87. Il grafico illustra la gestione della potenza da parte dell'integrato al variare della corrente richiesta dal carico, ed in particolare illustra il funzionamento del sistema DPPM e del modo di alimentazione *battery supplement* che servirà nei periodi di trasmissione di AtmoCube e quando le celle avranno un output di potenza basso. La parte alta del grafico mostra l'andamento della tensione di uscita  $V_{out}$ , traccia celeste, e della tensione fornita dai pannelli solari, traccia blu; la parte bassa del grafico invece riporta l'andamento della corrente di carica della batteria in rosa e quella erogata verso il satellite in verde. Analizzando la figura quindi possono essere individuati i tre casi principali che l'EPS di AtmoCube si troverà a fronteggiare:

1. inizialmente la corrente richiesta dal carico ( $I_{out}$ ) è nulla; tutta la corrente fornita dalla sorgente viene quindi destinata alla ricarica della batteria come mostra la traccia color rosa (che rappresenta appunto la corrente di ricarica della batteria); in questa situazione la tensione di

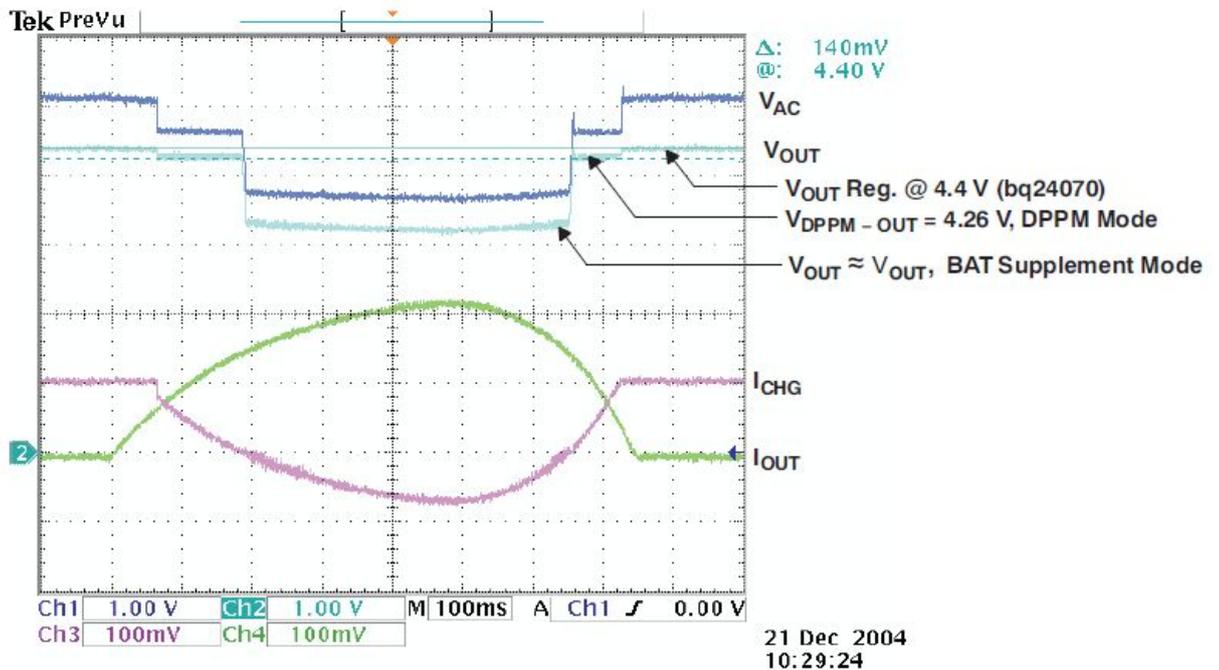


Figura 3.7: DPPM e Battery Supplement Mode

uscita  $V_{out}$  viene tenuta stabilizzata a 4,4 V (o 6 V) come impostato da utente

2. la corrente richiesta dal carico aumenta, fino a raggiungere il limite massimo di corrente erogabile dalla sorgente. Si entra in regime DPPM, la tensione di uscita viene fatta scendere al livello DPPM impostato dall'utente (vedi sezione 3.7.4 nella pagina 85 per ulteriori dettagli sulla tensione  $V_{DPPM}$ ), e parte della corrente di ricarica viene quindi deviata verso il carico per sostenere le richieste più elevate di corrente del carico
3. la corrente richiesta dal carico supera il livello di corrente erogabile dalla sorgente, si entra in regime *battery supplement*, il transistor  $Q2$  entra in conduzione (fig. 3.6 nella pagina precedente), la batteria è costretta a complementare la corrente fornita dalla sorgente per soddisfare le richieste del carico; si noti che sul grafico questo viene rappresentato con una corrente di ricarica (in rosa) negativa, perché diventerebbe una corrente di scarica della batteria

Si vede dunque come la DPPM e il *battery supplement mode* fanno proprio il caso di AtmoCube soddisfacendo tutte le richieste evidenziate nella sezione 3.3.3 nella pagina 38. In effetti siamo in presenza di una sorgente di energia che spesso non riesce a sostenere i consumi, è quindi vitale per i

nostri scopi una gestione ottimale dell'accumulatore come quella garantita dal bq24070, che consenta di utilizzare tutta la potenza erogata dai pannelli solari in ogni momento. Viene inoltre garantita una maggiore efficienza anche rispetto ai ricaricatori lineari perché quando si manda in funzione la batteria la potenza  $(V_{in}-V_{out}) \cdot I_{load}$  non viene sprecata.

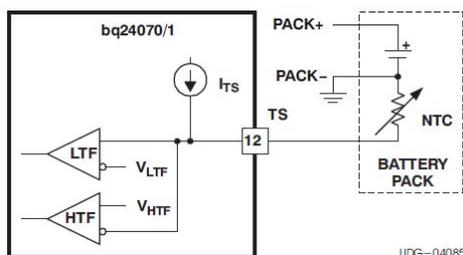


Figura 3.8: Monitoraggio della temperatura della batteria

Infine è importante notare che il bq24070 è dotato di monitoraggio continuo della temperatura per salvaguardare la sicurezza del sistema, fatto non trascurabile quando si parla di power supply systems; il controllo viene ottenuto misurando istante per istante la temperatura della cella tramite un termistore NTC (Negative temperature coefficient) di  $10\text{ k}\Omega$  a cui viene fornito il bias tramite sorgente interna all'integrato; quando la tensione del termistore supera la soglia massima il sistema provvede ad interrompere la ricarica fintantoché la temperatura non diminuisce nuovamente (fig. 3.8).

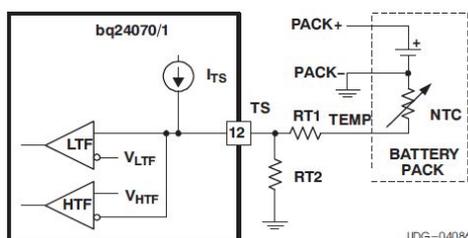


Figura 3.9: monitoraggio della temperatura con intervallo di temperature ampliato

Il range di temperatura è fissato di default tra  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$  e  $45\text{ }^{\circ}\text{C}$ , tale intervallo è modificabile dall'utente tramite resistenze esterne come in figura 3.44 nella pagina 89.

La funzionalità di ricarica prevista dal bq24070 (fig. 3.10 nella pagina successiva) tiene conto della procedura standard di ricarica per celle basate sulla tecnologia Li-ion, e comprende una fase di preconditionamento della batteria per la ricarica, una fase di ricarica a corrente costante, una suc-

cessiva fase a tensione costante ed infine un periodo di mantenimento della carica.

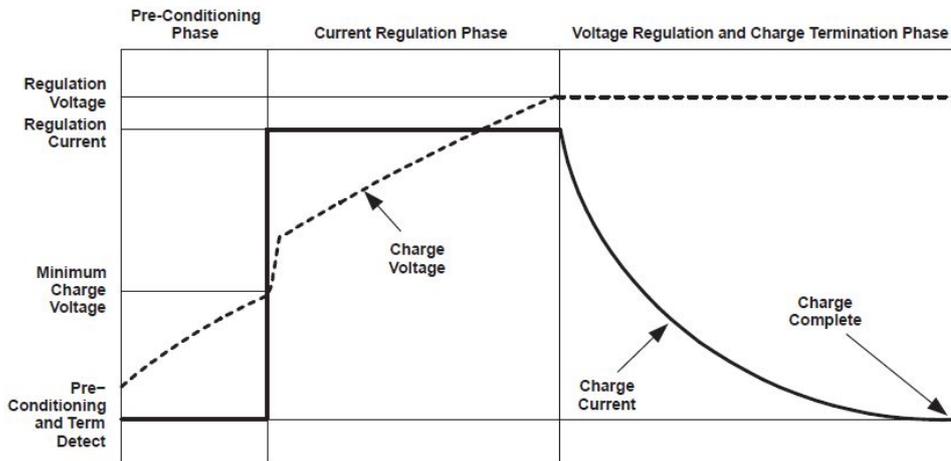


Figura 3.10: Ciclo di carica della batteria

Il preconditionamento della batteria si rende necessario quando essa è particolarmente scarica in modo tale di ravvivarla. Viene applicata una corrente di precarica che viene fissata tramite resistore esterno e deve tener conto della tensione di precarica e del coefficiente di precarica previsti dalla tabella di specifiche. Per quanto riguarda la sicurezza della batteria quindi si può dire che il BQ24070 giochi un ruolo essenziale, infatti non solo mantiene un monitoraggio continuo della temperatura ma evita le dannosissime condizioni di scarica completa e di *overcharge* per la batteria grazie alla gestione indipendente dell'alimentazione del satellite dalla ricarica della batteria.

Di particolare interesse nei periodi d'eclissi invece è il modo di sleep, esso infatti va in funzione quando la sorgente cessa di erogare energia; nello sleep mode l'integrato va in modalità a basso consumo in modo da non scaricare la batteria, rimane in conduzione il FET di potenza Q1 (fig. 3.6 nella pagina 42) in modo da garantire l'alimentazione del sistema da parte della batteria.

Infine si nota che la Texas propone due tipi di bq2407x, il bq24070 ed il bq24071, la differenza tra i due sta nella regolazione della tensione d'uscita, il bq24070 garantisce una tensione d'uscita pari a 4,4 V mentre il bq24071 proporziona in uscita 6 V. La scelta è ricaduta sul bq24070 per i seguenti motivi:

- La tensione proporzionata dall'integrato durante il fondamentale modo di funzionamento *battery supplement* scende alla tensione di batteria, pari a 3,75V nominalmente, si vuole garantire la minima escursione tra

le due tensioni in modo tale da avere una tensione il più uniforme possibile.

- La scelta di avere 4,4V in uscita, rispetto a quella di avere 6V, consente di utilizzare un regolatore step-up per l'alimentazione a 5V dell'LNA perché tale tensione risulterebbe comunque maggiore di quella fornita dall'integrato, sia in funzionamento normale che in *battery supplement*; nel caso in cui si avesse scelto il bq24071 con tensione di uscita 6V, per alimentare l'LNA si sarebbe dovuti ricorrere ad un convertitore step up-down perché si avrebbero periodi a tensione 6V (maggiore dei 5V richiesti dal LNA) ed altri, *battery supplement*, a tensione di batteria (minore di 5V); si ricorda che l'efficienza dei convertitori step up è maggiore rispetto a quella degli step up-down.
- Si vuole garantire una maggiore portabilità con i progetti precedenti sull'EPS nei quali la tensione fornita dalla sorgente di potenza del satellite veniva sempre considerata approssimativamente a tensione di batteria.

Una trattazione più approfondita sull'integrato bq24070 si rimanda alla sezione 3.7, ad esso interamente dedicata.

Nel caso di utilizzo del bq24070 lo schema a blocchi del sottosistema di alimentazione verrebbe notevolmente semplificato grazie alle numerose funzioni di questo integrato (figura 3.11 nella pagina successiva). Si noti nello schema l'inclusione di una possibilità di alimentare tramite dispositivo esterno il satellite, questa funzionalità verrà sfruttata in fase di test del satellite prima del lancio. E' stata scelta la più semplice delle modalità per realizzare questa connessione, si utilizzerà una connessione diretta alla batteria accessibile dall'esterno tramite connettore DB9, è importante notare che in questo modo la batteria sarà direttamente accessibile dal mondo esterno in qualsiasi momento, per cercare di ovviare ai rischi che questo comporta si sceglie un connettore femmina che quindi eviti al più possibile contatti indesiderati con l'esterno e prevenga dall'eventualità di cortocircuiti dell'accumulatore. Inoltre nello schema è stato incluso anche lo switch *Remove Before Flight*, che tiene scollegata la sorgente dal satellite quando inserito, nei periodi di trasporto o immagazzinamento a terra. Questo switch (figura 3.12 nella pagina 48) è progettato in modo tale rendere impossibile l'inserimento del satellite nel P-POD senza venire disinserito.

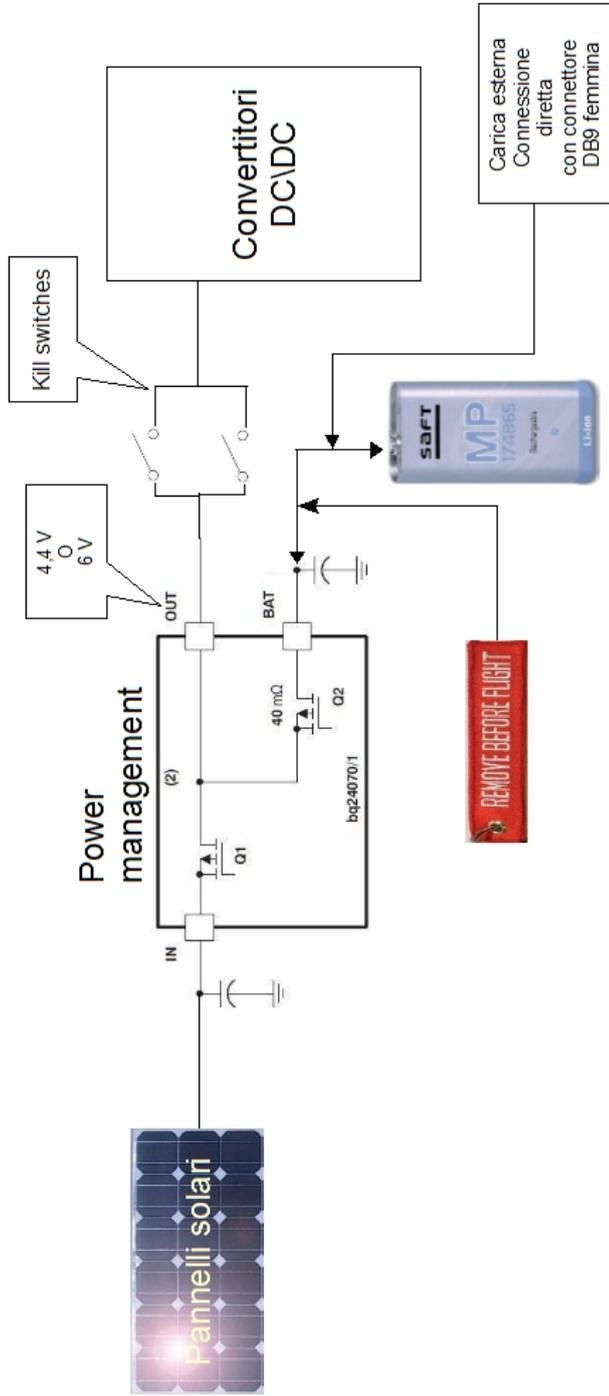


Figura 3.11: Schema a blocchi EPS con utilizzo di integrato di integrated per Power Management

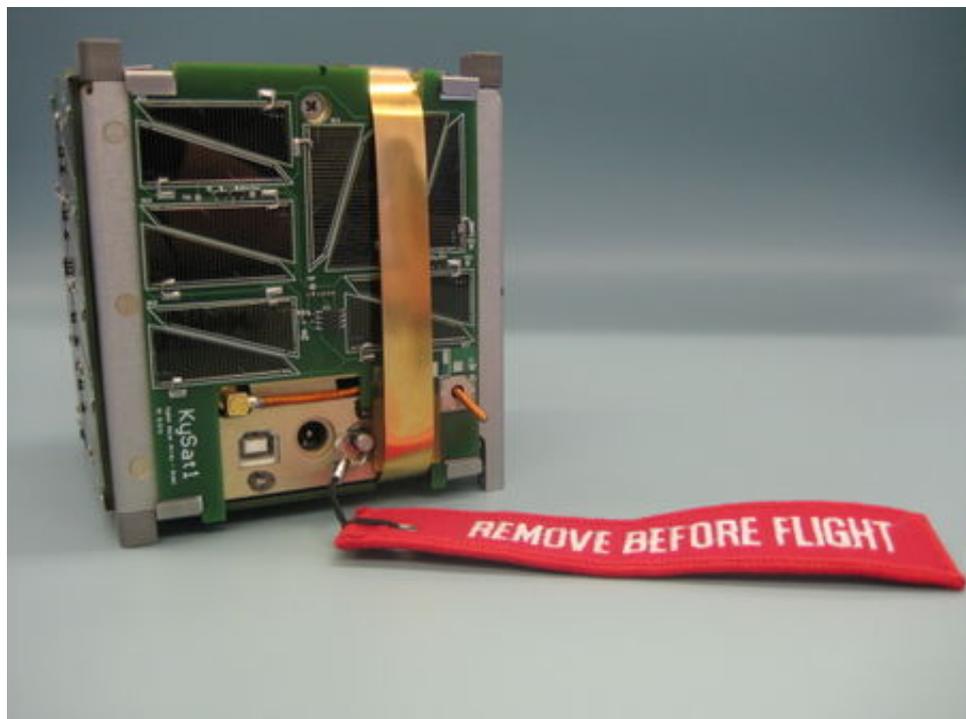


Figura 3.12: KySat-1 con visuale sullo switch Remove Before Flight

Per quanto riguarda la ridondanza e l'affidabilità dell'EPS invece è necessario notare l'importanza elevata che ha l'integrato BQ24070 per il funzionamento dell'intero satellite. E' per questo che prevenire un suo possibile guasto o malfunzionamento darebbe una maggiore affidabilità al sistema. Si è pensato dunque ad uno schema *hot redundant* in cui vi sono due componenti analoghi collegati in parallelo, nel caso in cui uno dei due subisca un guasto l'altro è in grado di far funzionare il sistema. Uno schema in cui viene evidenziata la ridondanza può essere visto nella figura 3.13 nella pagina successiva. Per quanto riguarda la ridondanza delle diverse linee di alimentazione si rimanda ai paragrafi successivi in cui esse vengono trattate in dettaglio.

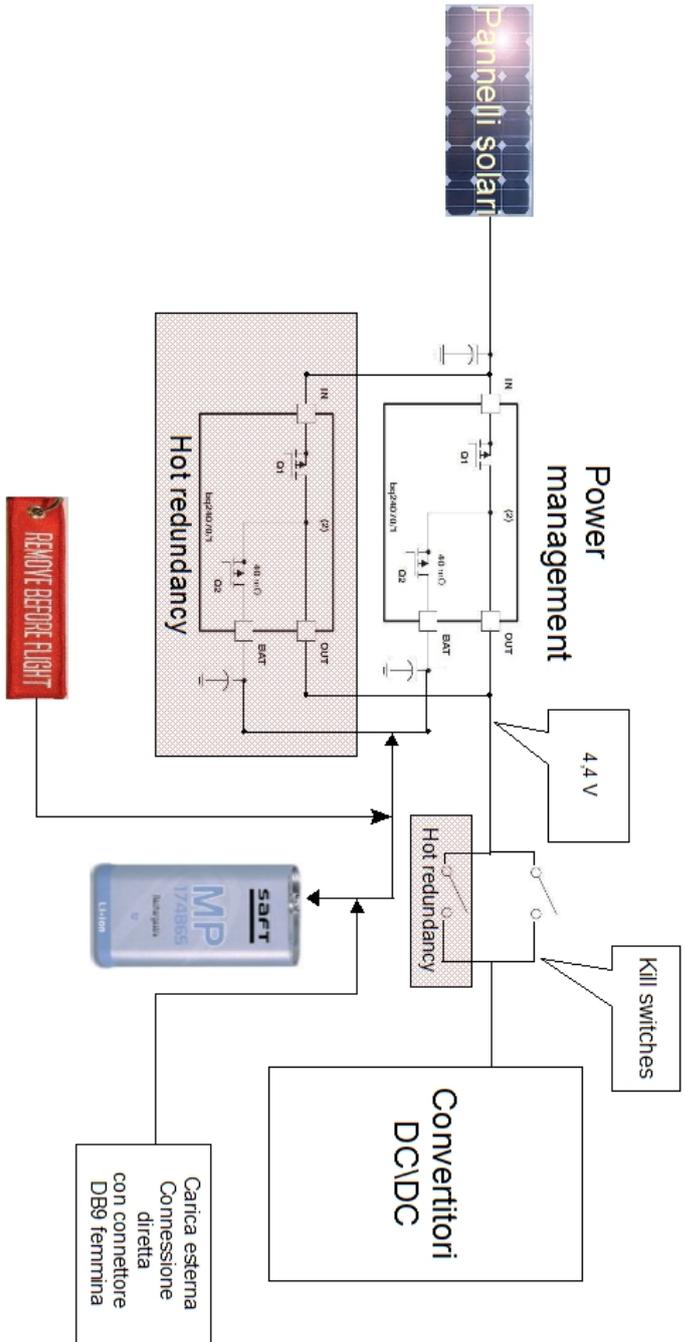


Figura 3.13: Schema con BQ24070 ridondante

### 3.3.4 Generazione di potenza alternativa: effetti termoelettrici

Una possibile alternativa per fronteggiare i problemi energetici che non è stata fin'ora considerata, sarebbe quella di sfruttare i fenomeni termoelettrici sui materiali conduttori e semiconduttori. L'idea nasce dal fatto che nel caso di AtmoCube tali fenomeni verrebbero potenziati grazie all'elevato gradiente di temperatura che si viene a creare tra le parti del satellite illuminate dal sole e quelle all'ombra. Questi effetti potrebbero essere sfruttati sia per l'impiego convenzionale che ne viene fatto in ambito aerospaziale e cioè un eventuale controllo della temperatura interna del satellite, sfruttando l'effetto Peltier; impiego che sarebbe auspicabile per portare la temperatura di funzionamento dei componenti entro range più accettabili evitando sgradevoli sorprese, si consideri ad esempio quanto è già stato discusso per la batteria (sezione 2.5 nella pagina 25). Sia per un impiego leggermente più inusuale, cioè la generazione di potenza utile per l'alimentazione del satellite, sfruttando l'effetto Seebeck, in modo tale da completare la potenza ricavata dai pannelli solari, che, come si è visto nel power budget (capitolo 2 nella pagina 4), è insufficiente.

E' importante notare in ogni caso che gli effetti termoelettrici sono reversibili: secondo l'effetto Peltier infatti una corrente che scorre in un circuito termoelettrico con due termogiunzioni a temperature diverse genera calore dalla giunzione a temperatura minore e ne assorbe da quella a temperatura maggiore, ma è altrettanto vero che mantenendo il gradiente di temperatura tra le due giunzioni si genera una forza elettromotrice (effetto Seebeck) (e naturalmente si genera della corrente se il circuito è chiuso).

Sostanzialmente la presente proposta consiste nell'utilizzo di termopile, componenti formati da centinaia di termocoppie (termogiunzioni) collegate in serie in modo da offrire in uscita la somma dei contributi di ciascuna giunzione, garantendo potenze elevate con un ingombro davvero ridotto. Questi dispositivi, come già accennato, sfruttano l'effetto Seebeck che determina la conversione da energia termica ad energia elettrica. La differenza di potenziale di Seebeck generata è determinata dalla differenza di temperatura applicata alle giunzioni, più alto è il gradiente applicato e maggiore potenza si potrà ricavare, e dai materiali coinvolti nelle giunzioni; la tecnologia moderna utilizza materiali semiconduttori come  $\text{Bi}_2\text{Te}_3$ ,  $\text{PbTe}$  e  $\text{SiGe}$  molto drogati per realizzare le giunzioni, essi garantiscono infatti un coefficiente di Seebeck e di Peltier molto più elevato rispetto ai comuni conduttori.

La tipica struttura interna con cui sono realizzati questi moduli può essere vista nella figura 3.14 nella pagina seguente, in cui si notano le numerose giunzioni di semiconduttore collegate in serie. Il substrato isolante su cui sono saldate le giunzioni e su cui viene applicata la differenza di temperatura è solitamente fatto in materiali ceramici e sottoposto ad un processo di lappatura in modo da ridurre le rugosità ed avere maggior superficie di contatto con il materiale applicato sulla superficie per ottenere un miglior equilibrio

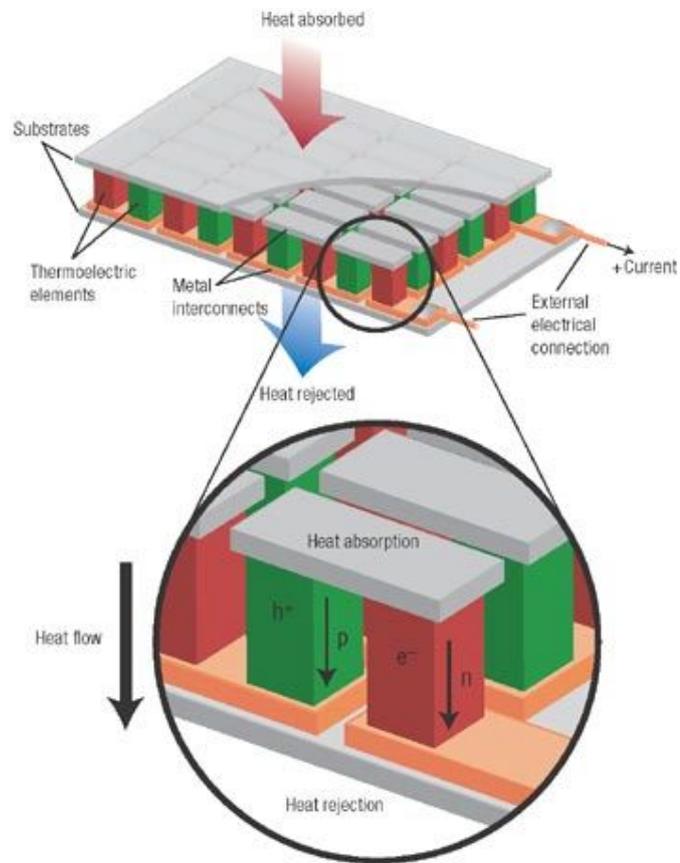


Figura 3.14: Struttura interna di un modulo termoelettrico

termico tra il dispositivo e l'ambiente esterno. Un componente come quelli proposti, specializzato per la generazione di potenza, come è già stato detto, genera potenze anche molto elevate dell'ordine dei  $3 \text{ W/cm}^2$  [16]; si noti che si tratta di un rendimento molto superiore, due ordini di grandezza, rispetto a quello massimo garantito dall'utilizzo dei pannelli solari che offrono una potenza massima di  $0,027 \text{ W/cm}^2$ . Ne è un esempio il modulo termoelettrico per generazione di potenza TEG1-12611-6.0 della TEG, esso garantisce, applicando un gradiente di temperatura di  $180 \text{ K}$  alle giunzioni, potenze intorno a  $15 \text{ W}$ , tensioni di  $4,2 \text{ V}$  e correnti pari a  $3,5 \text{ A}$ , con dimensioni davvero ridotte pari a  $56 \text{ mm} \times 56 \text{ mm}$ , spessori sensibilmente inferiori al centimetro, e masse inferiori ai  $50 \text{ g}$ . In ogni caso esiste una vasta scelta di moduli termoelettrici adibiti alla generazione di potenza sul mercato, ne è un'altro esempio il modello G2-56-0375 prodotto dalla Tellurex che genera  $7,5 \text{ W}$  di potenza con una differenza di temperatura applicata alla giunzioni di  $100 \text{ K}$  e dimensioni analoghe a quelle del modello della TEG esposto in precedenza.

Sapendo quindi che durante i periodi di illuminazione AtmoCube avrà una faccia illuminata ed un'altra rivolta verso la terra, cioè in ombra, basterebbe far entrare in equilibrio termico una giunzione con la faccia illuminata e l'altra giunzione con la faccia in ombra, questo garantirebbe un gradiente di temperatura stabile ed elevato; nel caso in cui l'assetto di volo del satellite non consenta la stabilizzazione con una faccia illuminata ed un'altra in ombra, in ogni caso scegliendo due facce opposte si avrà che difficilmente entrambe saranno illuminate contemporaneamente, sarebbe importante conoscere lungo quale asse si ha una minore rotazione del satellite per capire quali facce utilizzare in modo tale da mantenere la situazione faccia illuminata- faccia in ombra il più a lungo possibile; tale asse probabilmente sarà quello congiungente il satellite col centro della terra che viene stabilizzato con la spira magnetica adibita alla stabilizzazione dell'assetto di volo, e che consentirà ad AtmoCube di avere la faccia col trasmettitore sempre rivolta verso terra almeno durante i periodi di accesso radio.

Come già accennato attualmente gli effetti termoelettrici vengono utilizzati principalmente per raffreddamento/riscaldamento, impiego che potrebbe essere anch'esso di particolare importanza per AtmoCube; sarebbe però necessario uno studio termico approfondito per il satellite, inoltre sarebbe richiesto un notevole consumo di potenza che verrebbe sottratta all'alimentazione dei sottosistemi vera e propria, fatti che ci portano a lasciare quest'alternativa a livello di semplice proposta da tenere presente; ad esempio nel caso in cui si giungesse alla conclusione che l'accumulatore di bordo non riesca ad operare alle temperature di lavoro del satellite questa soluzione sarà da prendere in considerazione seriamente.

Si può dunque concludere che componenti del genere potrebbero essere davvero determinanti per il sistema di alimentazione di AtmoCube risolvendo con ampio margine i problemi di potenza esposti nel bilancio energetico (capitolo 2 nella pagina 4).

## 3.4 Convertitori DC-DC

Per quanto riguarda la distribuzione della potenza elettrica fornita da batteria e pannelli solari congiuntamente è necessario utilizzare convertitori in continua per soddisfare i requisiti di alimentazione di ciascun sottosistema. Tra i lavori precedentemente realizzati alcuni sono da scartare completamente in quanto progettati con tensioni di batteria comprese tra 9 e 12 V pensando di utilizzare tre celle collegate in serie [1]. Il lavoro più recente [11] invece risulta molto utile e copre gran parte dei sottosistemi di AtmoCube, restano da realizzare:

- l'alimentatore con uscita a 6,5 V e corrente al massimo di 1,5 A per l'amplificatore di potenza
- l'alimentazione del front end (Low Noise Amplifier) del ricevitore, con uscita a 5V
- è da rifare la parte di management dell'alimentazione perché è definita in modo poco esauriente ed in parte sbagliato

Inoltre è necessario riconsiderare e rivedere tutti i restanti blocchi facendo sì che soddisfino le nuove specifiche di alimentazione.

### 3.4.1 Alimentazione del Power Amplifier

Si propone ad esempio l'utilizzo dell'integrato MAX1771 della MAXIM, è di un convertitore step-up con range di tensioni in ingresso tra 2 V e 16,5 V, ed uscita in corrente anche fino a 2 A [7]. Si tratta di un componente di potenza che in uscita riesce a sostenere fino a 24W. Questo integrato anche se sovradimensionato per le richieste di alimentazione del Power Amplifier per quanto riguarda il range di tensioni in ingresso, garantisce una corretta alimentazione di quest'ultimo garantendo efficienze intorno al 90 % con i valori di tensione e corrente richieste dal carico di nostro interesse (capitolo 2.2 nella pagina 5) (figura 3.15 nella pagina successiva). Lo schema tipico di funzionamento previsto per questo integrato può essere visto in figura 3.16 nella pagina 56, a cui va aggiunto il partitore resistivo tra il piedino FB e massa, utile per la selezione della tensione d'uscita, e di cui si parlerà più avanti.

Il MAX1771 prevede due modalità di funzionamento: bootstrap e non-bootstrap. Il bootstrap mode, quello di nostro interesse, prevede che l'integrato venga alimentato alla tensione d'uscita collegando la  $V_{out}$  con il piedino  $V+$ , ottenendo così una tensione sul gate dell'NMOS esterno che varia tra  $V_{out}$  e massa e che consente una riduzione della caduta di potenziale drain-source. Nel modo non-bootstrapped invece l'integrato viene alimentato alla tensione di ingresso  $V_{in}$  e consente una riduzione notevole della corrente assorbita dall'integrato.

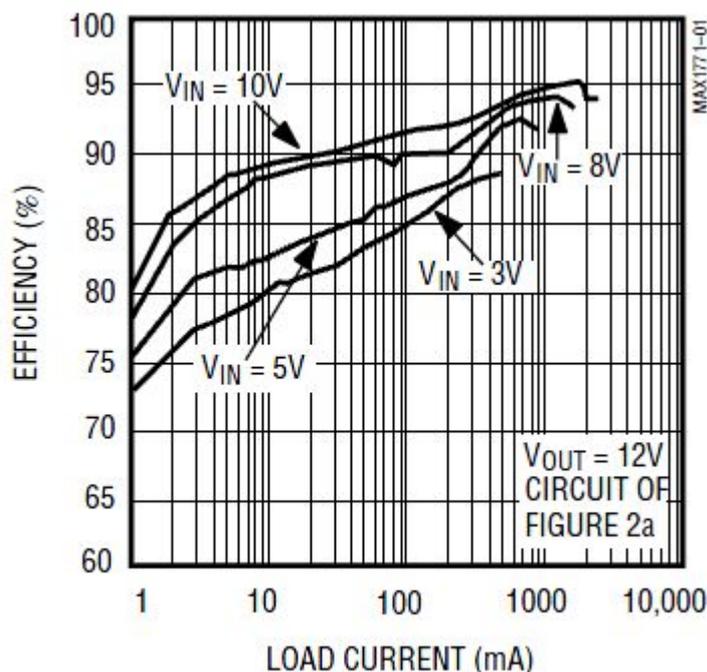


Figura 3.15: Efficienza dell'integrato MAX1771

Nel nostro caso è stato scelto il modo bootstrapped per diversi motivi; innanzitutto esso è consigliato quando vengono utilizzate tensioni in ingresso sotto ai 5 V; inoltre esso permette di ottenere una maggiore stabilità ed accuratezza del valore della tensione in uscita; infine esso è consigliato qualora si utilizzi come tensione in ingresso una sorgente che decade nel tempo come una batteria, questo dovuto al fatto che quando la tensione sul piedino EXT raggiunge il valore di threshold del N-FET quest'ultimo si trova a dissipare troppa potenza, un funzionamento prolungato in queste condizioni porta al danneggiamento del componente stesso. Quest'ultimo effetto si verifica in modo molto più significativo in modalità non-bootstrapped.

E' importante notare che, come già accennato, questo integrato consente all'utente di scegliere la tensione in uscita, questa è una caratteristica importante non essendo i 6,5 V richiesti una tensione standard e normalmente prevista dai progettisti dei convertitori integrati. La regolazione si ottiene dimensionando le resistenze esterne  $R_1$  ed  $R_2$  in modo che

$$R_2 = R_1 \cdot \left( \frac{V_{out}}{V_{ref}} - 1 \right)$$

( $V_{ref}$  pari circa ad 1V) come illustrato nella figura 3.17 nella pagina 57. Tali resistenze devono avere una tolleranza minore dell'1% per ottenere un'accuratezza sulla tensione d'uscita del  $\pm 5\%$ .

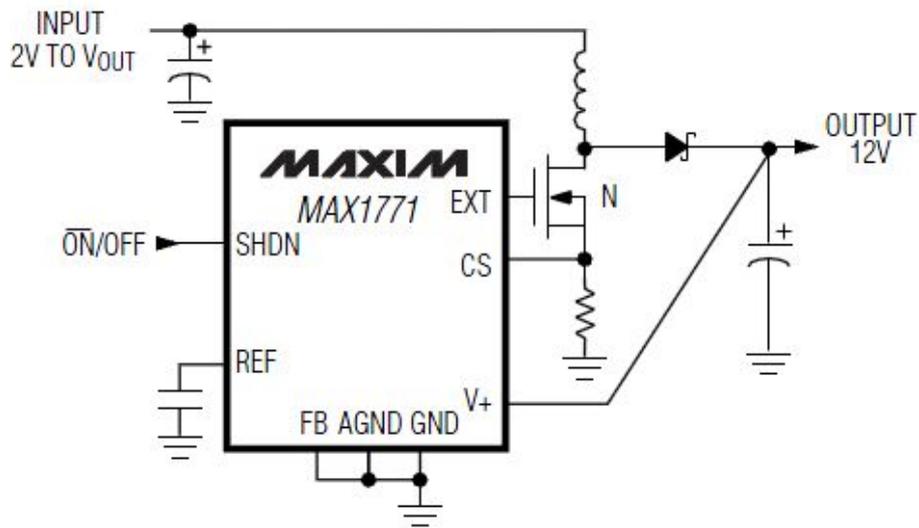


Figura 3.16: Schema tipico di funzionamento del MAX1771

### Scelta dei componenti

$R_{sense}$  Per la scelta di  $R_{sense}$  è necessario consultare le curve che sono fornite sul datasheet del componente. Tali curve sono ricavate per determinati valori di  $V_{out}$  e quella che più si avvicina ai nostri 6V di interesse è quella che si riferisce ad un'uscita di 5V, riportiamo le curve in figura 3.18 nella pagina 58. In esse è rappresentata la massima corrente in uscita che può fornire l'integrato in funzione della tensione in ingresso per diversi valori della resistenza  $R_{sense}$ ; si può notare come la nostra scelta per  $R_{sense}$  debba ricadere sui valori 20 o 25 m $\Omega$ , infatti la nostra tensione di ingresso minima sarà pari a 2,7V e la corrente massima richiesta in uscita è pari ad 1,5A.

**Induttanza L** I valori possibili per L variano tra i 10  $\mu$ H ed i 300 $\mu$ H. Nella pratica il valore 22 $\mu$ H è una buona scelta per la maggioranza di applicazioni. Nel caso di applicazioni con grandi differenze tra tensioni d'uscita e d'ingresso bisogna alzare il valore di L in modo tale da evitare il funzionamento discontinuo del convertitore e la conseguente perdita di corrente erogabile in uscita dall'integrato. Questo non è il nostro caso, la tensione di 6V richiesta è molto vicina a quella di batteria o ai 4,4V forniti dall'integrato BQ24070. Nel caso in cui si voglia cambiare il valore standard di L pari a 22 $\mu$ H è necessario soddisfare la condizione

$$L \geq \frac{V_{in(max)} \cdot 2\mu s}{I_{lim}}$$

Valori di induttanza troppo grandi tendono ad aumentare leggermente il tempo di start-up, mentre valori troppo piccoli permettono la corrente del

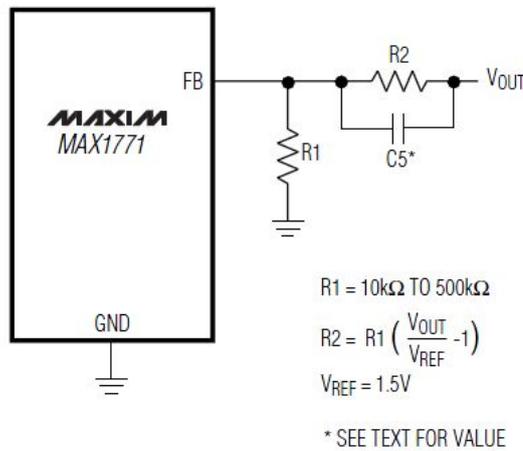


Figura 3.17: Regolazione della tensione di uscita con il MAX1771

nucleo di salire a livelli troppo alti prima che lo switch venga spento come conseguenza si genera un ripple troppo elevato in presenza di carichi piccoli. E' raccomandato l'utilizzo di induttori con nucleo di ferrite mentre sono da evitare quelli a polvere di ferro per applicazioni ad alte frequenze. E' necessario inoltre fare attenzione a scegliere induttori che riescano a sostenere le correnti massime imposte dalla resistenza  $R_{sense}$ . Per elevate efficienze invece è consigliato l'utilizzo di induttori con bassa resistenza parassita in continua, se possibile sotto i  $20m\Omega$ . Infine per eliminare il rumore elettromagnetico generato dal componente è bene utilizzare un'induttore con nucleo toroidale, pot-core o a nucleo schermato.

**Scelta del transistor** Per il corretto funzionamento del MAX1771 è necessario utilizzare MOSFET a canale N, inoltre per avere velocità di commutazione è necessario utilizzare un componente per applicazioni logiche o almeno con bassa tensione di soglia, questo soprattutto nel caso di tensioni in ingresso inferiori agli 8V, cioè il nostro caso. La scelta di utilizzare N-FET consente di aumentare l'efficienza grazie al fatto che non viene drenata nessuna corrente continua di controllo verso il gate del dispositivo. I tre parametri più importanti da considerare per effettuare una scelta ottimale del componente sono

- La carica di gate totale  $Q_g$
- La resistenza in diretta  $r_{DS(ON)}$
- La capacità di trasferimento inversa  $C_{RSS}$

$Q_g$  tiene conto di tutte le capacità parassite che si formano quando si carica il gate del dispositivo. Un valore tipico per questo valore è pari a  $50nC$

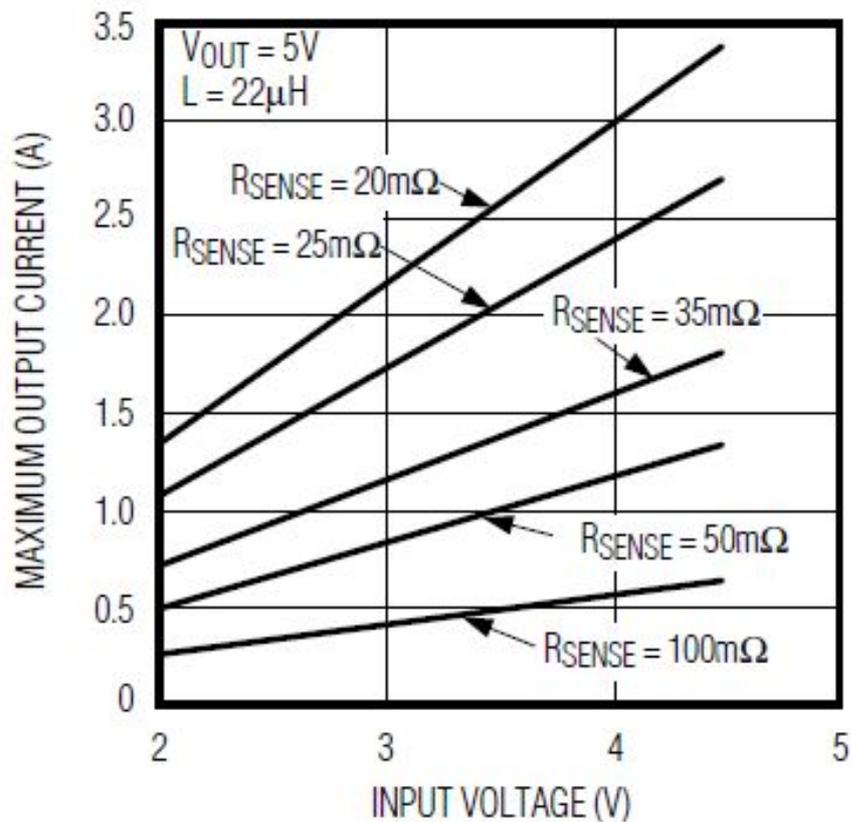


Figura 3.18: Massime correnti d'uscita in funzione della tensione d'ingresso al variare di  $R_{sense}$

o anche di meno. Se questo parametro viene scelto troppo elevato i piedini EXT potrebbero non essere in grado di pilotare il gate del transistor, infatti il tempo di salita e di discesa del piedino EXT dipende dal carico capacitivo associato. Le perdite di potenza più considerevoli associate al N-FET sono dovute ad effetto Joule  $I^2 \cdot R$  e alla potenza persa durante le commutazioni. E' per questo che è bene scegliere componenti con resistenza in diretta  $r_{DS}$  e capacità parassite  $C_{RSS}$  più basse possibili. Per determinare la corrente massima per controllare il gate è necessario consultare i dati tecnici del componente ed in particolare la  $Q_g$ . Si sa che la massima frequenza consentita per il MAX1771 sia pari a 300kHz e durante lo start-up essa può giungere a 500kHz; applicando la formula

$$f_{max} \cdot Q_g$$

si può ricavare il valore di corrente di gate massima richiesta, di solito dell'ordine della decina di mA. Inoltre il condensatore  $C_2$  collegato al piedino

V+ deve essere in grado di fornire istantaneamente la carica del gate senza una caduta di tensione troppo elevata.

**Scelta del diodo** Il funzionamento switching ad alta frequenza dell'integrato MAX1771 richiede l'utilizzo di un diodo raddrizzatore di alta velocità. E' pertanto consigliata la scelta di un diodo Schottky, che deve essere in grado di sostenere la corrente massima fissata dalla resistenza  $R_{sense}$  e la cui tensione di break-down deve essere più alta della tensione in uscita dall'integrato. Per applicazioni ad alte temperature le correnti di leakage dei diodi Schottky iniziano a non essere più del tutto trascurabili, in quei casi la scelta può ricadere su diodi ad alta velocità al silicio.

### Selezione dei condensatori

**Condensatore del filtro d'uscita** Il criterio primario per effettuare la scelta di questo condensatore ( $C_4$ ) è quello di avere la minima resistenza serie possibile. Infatti il valore di questa resistenza moltiplicato per la correnti di picco sull'induttanza forniscono il valore del ripple della tensione d'uscita. Inoltre la resistenza serie di questo componente influenza negativamente anche l'efficienza del convertitore.

**Condensatori di bypass in ingresso** Il condensatore di bypass  $C_1$  riduce le correnti di picco drenate dalla sorgente di tensione ed il rumore generato dal funzionamento switching dell'integrato. L'impedenza d'ingresso della generatore di tensione in ingresso determina il valore della capacità del condensatore da collegare al piedino di ingresso V+. Per ottenere correnti in uscita dell'ordine di 1A può essere scelta una capacità  $C_1$  attorno ai 68 $\mu$ F. Il condensatore di bypass  $C_2$  può essere ceramico e con un valore attorno ai 0,1 $\mu$ F deve essere collegato direttamente ai piedini V+ e massa GND.

**Condensatore di riferimento** Per effettuare il bypass sul piedino REF si può utilizzare un condensatore simile al precedente tenendo conto però che può dovere sostenere correnti anche pari ai 100 $\mu$ A.

**Condensatore di feed-forward** Se si lavora in modo non-bootstrapped e con tensione d'uscita regolabile è necessario porre un condensatore in parallelo alla resistenza  $R_2$ , è consigliato scegliere il valore di capacità più basso possibile che garantisca la stabilità, infatti per valori alti di questa capacità possono degradare la regolazione della tensione. Una scelta possibile è quella di scegliere una capacità compresa tra i 47 ed i 220 pF.

### 3.4.2 Alimentazione a 5V (LNA)

Il lavoro precedente prendeva in considerazione un regolatore di tensione a 5V che doveva alimentare, tra gli altri, il sottosistema OBR e, dati gli elevati consumi di quest'ultimo, era stato scelto un convertitore DC-DC di potenza. Recentemente c'è stato un cambio di specifiche e come già accennato l'alimentazione dell'OBR va regolata a 6,5 V (sezione 2.2.1 nella pagina 5), con le nuove specifiche l'alimentazione a 5V deve coprire solamente il Low Noise Amplifier (LNA) che non presenta una grande richiesta di potenza, pertanto il ramo relativo a questo sottosistema è stato ripreso in considerazione.

Per garantire la corretta alimentazione del LNA c'è una vasta gamma di integrati a disposizione. Uno tra i più adatti è il LTC1516 della Linear, si tratta di un convertitore step up di tipo charge pump inductorless, quindi privo di induttanze, caratterizzato dall'estrema semplicità e versatilità. Infatti il numero ed il tipo di componenti esterni necessari per farlo fun-

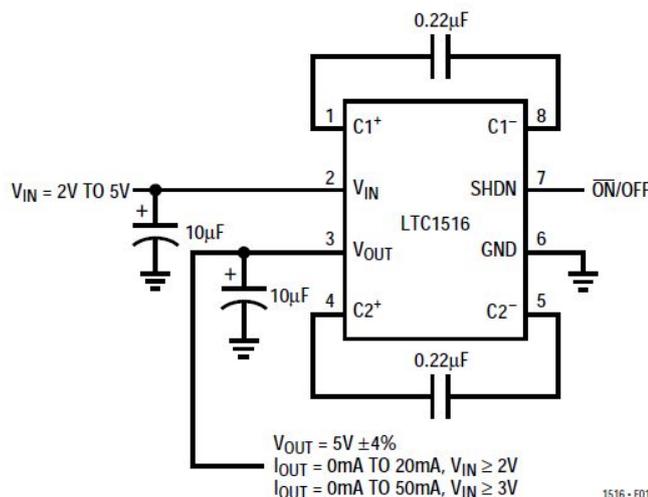


Figura 3.19: Convertitore DC-DC a 5 V utilizzando l'integrato LTC1516

zionare sono ridotti al minimo, il circuito gode di un'estrema semplicità, si veda la figura 3.19. Esso garantisce inoltre un'efficienza elevata, sopra l'80% (figura 3.20 nella pagina successiva), ed un'uscita di  $5V \pm 4\%$ , il ripple può essere ridotto se necessario scegliendo con cura i condensatori esterni; ad esempio aumentando il valore di  $C_{out}$  oppure scegliendo di utilizzare al suo posto un condensatore in tantalio di valore compreso tra  $10\mu F$  e  $22\mu F$  in parallelo con un condensatore ceramico di valore compreso tra  $1\mu F$  e  $3,3\mu F$ , come mostrato in figura 3.21 a fronte. Altrimenti, poiché i condensatori al tantalio non sono adatti per impieghi aerospaziali, la scelta ottimale sarà

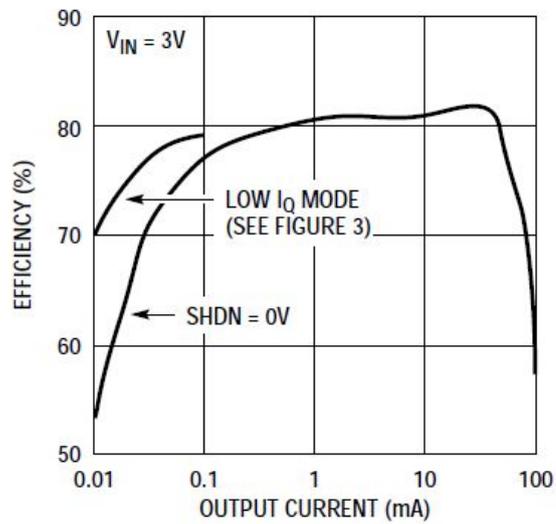


Figura 3.20: Efficienza in funzione della corrente di carico

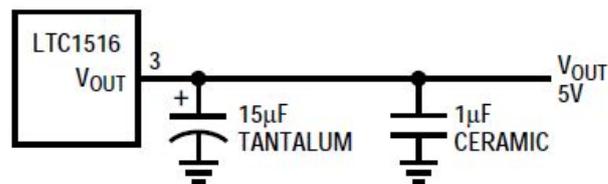


Figura 3.21: Riduzione del ripple a due condensatori in parallelo in uscita

quella di utilizzare un filtro passabasso RC come quello di figura 3.22 nella pagina successiva in modo da tagliare il ripple della tensione d'uscita.

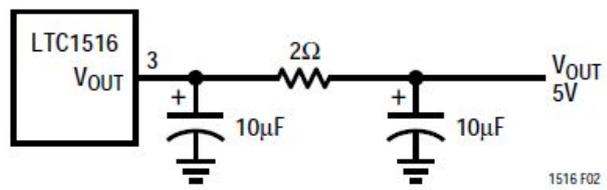


Figura 3.22: Riduzione del ripple con filtro RC



Figura 3.23: Simulazione del convertitore a 5V

Un test per il circuito di figura 3.19 è stato svolto in ambiente switcher-CAD III. Questo software di simulazione è fornito gratuitamente dalla Linear Technologies. E' creato per la simulazione del comportamento degli alimentatori switching e si basa su una versione modificata di Spice. Si è cercato di predisporre i componenti in modo tale da rendere la simulazione il più veritiera possibile. Nella figura 3.23 si vede il risultato della simulazione, si vede come la tensione si mantenga regolata a 5 V anche in presenza di un carico che assorbe una corrente pari a 27mA, che corrisponde all'assorbimento massimo del LNA; si può notare anche un leggero ripple della tensione di uscita malgrado per le simulazioni siano state utilizzate le tecniche di riduzione del ripple di cui prima, tale ripple è comunque contenuto entro i limiti previsti. Si nota inoltre la presenza di un transitorio di circa 1ms che è poco rilevante per i nostri scopi.

### 3.4.3 Alimentazione sezione a 3,3 V

Il dispositivo più adatto per il sistema di alimentazione a 3,3 V è il modello della Linear LTC3530. Questo componente è un alimentatore switching buck-boost e serve per alimentare i seguenti componenti:

- Ricetrasmittitore a bassa potenza
- La parte FPGA della camera a deriva
- Il GPS
- Il sottosistema OBDH & HK
- Il circuito di misura della potenza emessa dal Tx
- I commutatori d'antenna e del modem

La quantità di corrente richiesta è pari a circa 400mA. Progettando un sistema capace di erogare 600mA con tensioni in ingresso pari a quelle tipicamente assicurate dalle batterie al litio, si sarà in grado di gestire tutti i componenti da alimentare [6]. Come si può intuire dal numero e dall'importanza dei sottosistemi serviti da questa linea sarà buona regola utilizzare uno schema *hot redundant*, collegando due convertitori identici in parallelo, in modo tale da contenere i danni provocati da un eventuale guasto. Essendo inoltre i sottosistemi da alimentare non sempre attivi, si è progettato un attivatore di carichi a 3,3 V (e una versione a 5 V) che verrà presentato più avanti. Lo schema di funzionamento del componente in questione è raffigurato in figura 3.24 nella pagina successiva.

Il circuito in questione è dotato di alto rendimento, ampio range di tensioni d'ingresso e di funzionamento a frequenza fissa (programmabile tra 300kHz e 2MHz). La corrente quiescente è molto bassa e quindi compatibile con i nostri requisiti.

Si tratta di un regolatore buck-boost. Questo serve ad indicare che può funzionare sia con una  $V_{in} > V_{out}$  (buck), sia con  $V_{in} < V_{out}$  (boost). Ci aspettiamo infatti che la tensione di batteria possa andare anche sotto i 3,3V. Qui di seguito, nella figura 3.25 nella pagina 66, viene posto a visione il circuito interno all'integrato.

La frequenza può esser fissata attraverso il valore della resistenza collegata con  $R_t$ , attraverso l'equazione:

$$F = \frac{33,170}{R_t} \text{kHz}$$

Con  $R_t$  espressa in  $k\Omega$ . Per quanto riguarda l'amplificatore d'errore, si può dire che esso è un amplificatore di tensione. La parte amplificatore, da FB a  $V_c$ , è compensata attraverso una rete di compensazione, in modo tale da ottenere la stabilità del componente. Per ampliare la banda è stata implementata una rete R-C retroazionata.

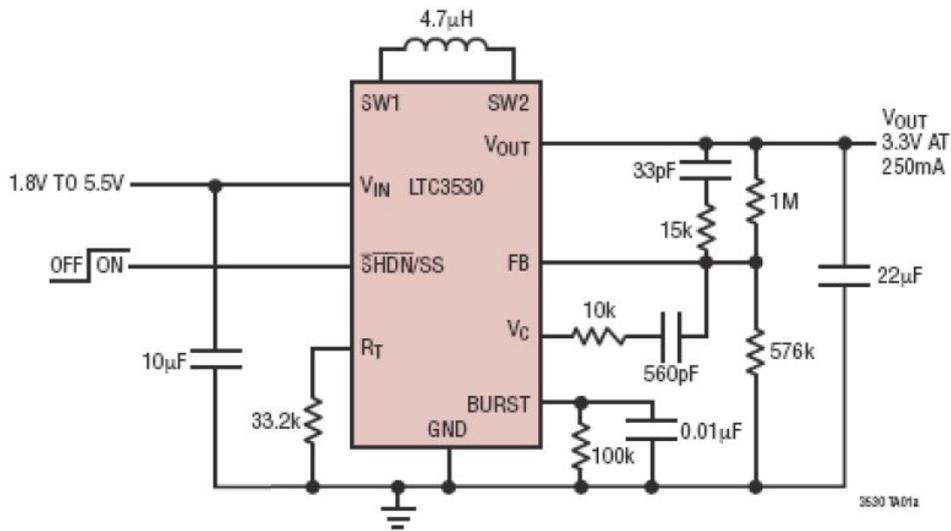


Figura 3.24: Schema circuitale del blocco 3,3 V

#### Funzionamento in modalità buck

Quando è in questa configurazione, lo switch D è sempre attivo, mentre il C è sempre spento. Quando il controller di tensione interno VCI, passa oltre la tensione di V1, l'uscita A entra in fase di switching. Nel periodo in cui l'uscita è inattiva si attiva B per il periodo restante in modo sincrono. Le 2 uscite entrano in switching alternativamente come un convertitore buck sincrono. Nel momento in cui il valore del controllo di tensione aumenta, il duty cycle di A aumenta fino al valore

$$D_{max,buck} = 100 - D4_{sw}\%$$

Con  $D4_{sw}$  pari al valore del duty cycle percentuale del quarto switch, che è ottenibile da

$$D4_{sw} = 150ns \cdot f \cdot 100\%$$

Con  $f$  rappresentante la frequenza di funzionamento in Hz.

#### Funzionamento in modalità Boost

Quando è in questa configurazione, lo switch A è sempre attivo, mentre quello B è sempre spento. Quando il controller di tensione interno VCI, passa oltre la tensione di V3 l'uscita si ha che gli switch C e D iniziano ad entrare in fase di switching alternati. Questa operazione è tipica di un regolatore di tensione boost. Il massimo del valore del duty cycle ottenibile è il 90% e si ottiene quando VCI passa oltre la tensione di V4. I componenti utilizzati per questo tipo di alimentatore sono i seguenti:

$$R_1 = 340k\Omega$$

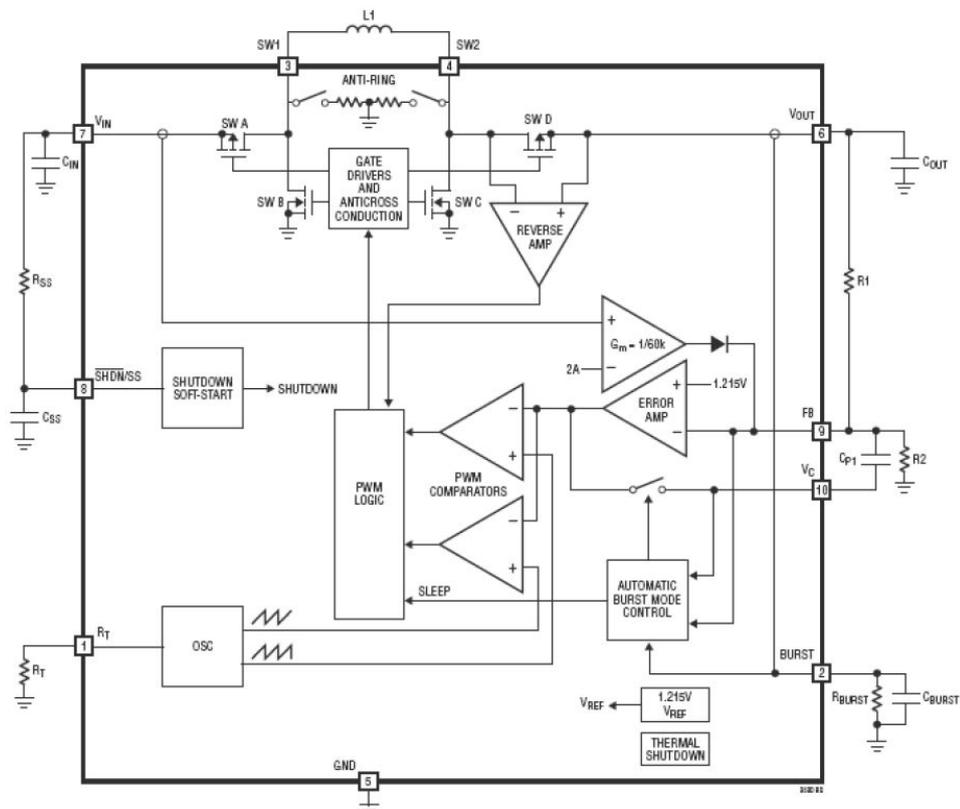


Figura 3.25: Circuito interno dell'integrato LTC3530

$$R_2 = 200\text{k}\Omega$$

Una simulazione a pieno carico delinea che questo sistema può essere impiegato per il nostro progetto, figura 3.26 nella pagina successiva.

L'efficienza di tale circuito è stata calcolata attraverso la formula:

$$Efficienza = \frac{\eta \cdot I_{load}}{40\mu\text{A} + I_{load}}$$

Con  $\eta$  pari al 90% in burst mode. Per i valori a noi noti, questa si attesta intorno al 89%.

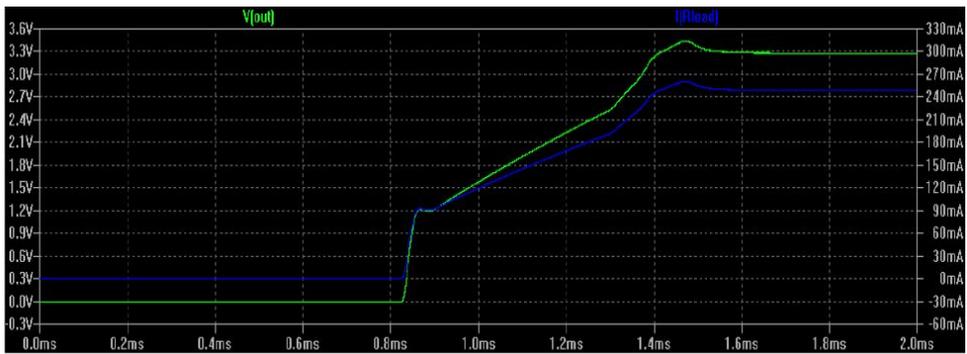


Figura 3.26: Simulazione per l'integrato LTC3530 in condizioni di carico massimo

### 3.4.4 Alimentazione sezione a 9 V

Questa parte del sistema di alimentazione è necessaria per il funzionamento del magnetometro. Questo componente della parte di misura di Atmocube necessita di una tensione di almeno 9V al suo ingresso e di una corrente di 20mA. La scelta è quindi ricaduta sul LTC3459. Questo componente Linear Technology rappresenta un microsystema a bassa potenza. E' dotato, come gli altri fin'ora introdotti, di basse correnti quiescenti, grande range per le tensioni d'ingresso ed alto rendimento con dimensioni molto ridotte. Il circuito di tale amplificatore è rappresentato in figura 3.27

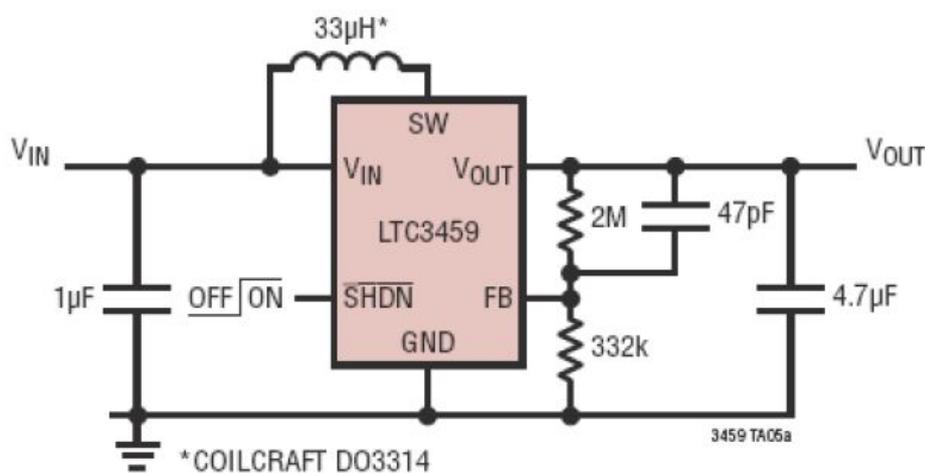


Figura 3.27: Schema di funzionamento per l'integrato LTC3459

#### Tensione d'uscita

Per effettuare il calcolo si parte prendendo la formula fornita dai datasheet del componente e, imponendo un valore per la tensione d'uscita e per una delle 2 resistenze si ottiene il valore dell'altra. In questo caso

$$v_{out} = 1,22 \cdot \left(1 + \frac{R_1}{R_2}\right)$$

Come esposto precedentemente è utile impiegare resistenze elevate e precise (dell'ordine del k $\Omega$  e 1% di tolleranza) in modo tale da rendere trascurabile la corrente assorbita dal partitore e garantire la stabilità della tensione. Ponendo  $R_2 = 332 \text{ k}\Omega$  e  $V_{out} = 9 \text{ V}$  otteniamo

$$R_1 = 2120 \text{ k}\Omega$$

Quindi ottengo la seguente configurazione:

$$V_{out} = 9 \text{ V} \quad R_1 = 2120 \text{ k}\Omega \quad R_2 = 332 \text{ k}\Omega$$

### Scelta dell'induttore

L'integrato LTC3459 necessita di un induttore di almeno  $15\ \mu\text{H}$  per il suo corretto funzionamento. Mettendo un valore più grande si ha come beneficio una limitazione del ripple di corrente e una minor frequenza di switching. Sono consigliati induttori a nucleo di ferrite (causa delle alte frequenze). Il modello scelto in questa occasione è il TOKO LLB2520  $22\ \mu\text{H}$ ,  $2,5\ \Omega$  e  $160\text{mA}$ .

### Scelta dei condensatori

I condensatori richiesti in questo convertitore boost sono 2:

- Un condensatore d'ingresso che deve essere di materiale X5R e di valore almeno  $1\ \mu\text{F}$
- Un condensatore della tensione d'uscita che deve essere anch'esso di materiale X5R e di valore compreso tra  $2,2\ \mu\text{F}$  e  $10\ \mu\text{F}$ .

La scelta quindi ricade sempre su un modello della Murata (per le motivazioni precisate nella sezione 3.4.8 nella pagina 77) e precisamente su:

$C_{in}$  Murata GRM033B11E102KA01B  $1\ \mu\text{F}$ ,  $25\ \text{V}$

$C_{out}$  Murata GRM033B10J472KA01B  $4,7\ \mu\text{F}$ ,  $6,3\ \text{V}$

La simulazione del circuito ha dato i risultati di figura 3.28

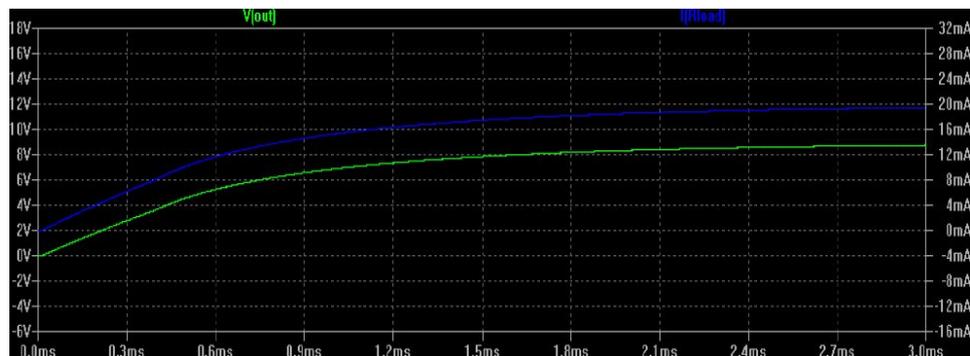


Figura 3.28: Risultati della simulazione del circuito di figura 3.27 a fronte

### Schermatura PCB

Essendo molto elevata la frequenza di funzionamento di questo LTC3459, si è dovuto seguire delle linee guida in modo tale da rendere minime le emissioni elettromagnetiche. In figura 3.29 nella pagina successiva è presentato il modo in cui è necessario disporre i componenti in modo funzionale.

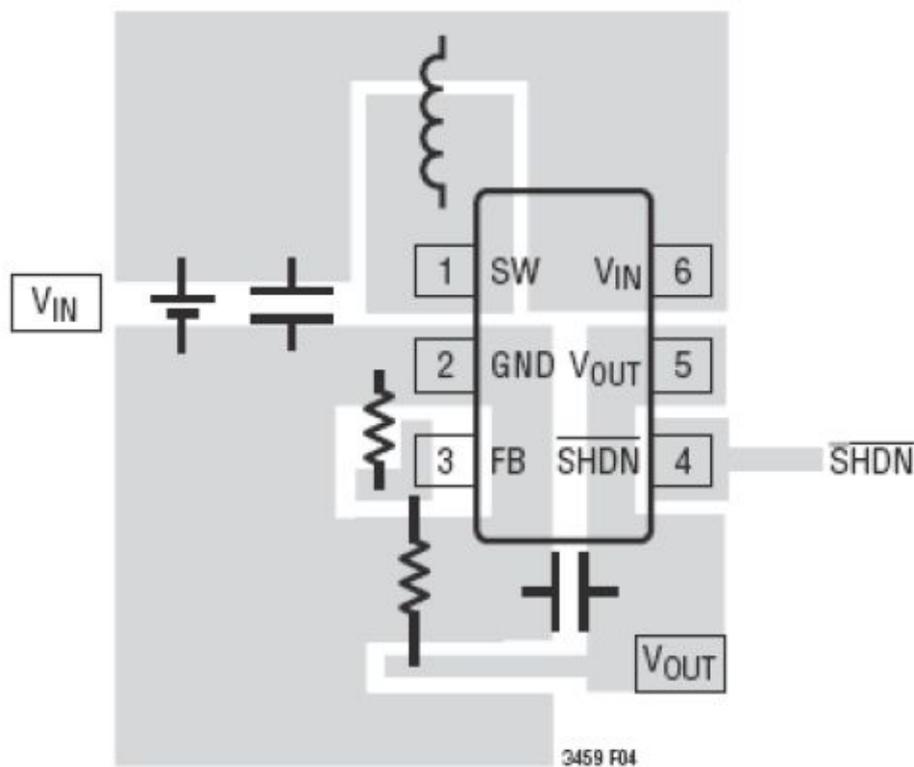


Figura 3.29: Rappresentazione del PCB per un'ottima schermatura delle emissioni elettromagnetiche

E' richiesto un grande piano di massa per rendere minimo l'incremento di temperatura del chip ed è necessario mantenere il più breve possibile la lunghezza della pista che si collega alla batteria.

### 3.4.5 Alimentazione per la sezione a 6V e -6V

Questa alimentazione è richiesta per l'elettronica interna allo spettrofotometro. Questa tensione duale viene ottenuta attraverso l'utilizzo di un LT1613 (+6V) e di un LT1611 (-6V). I circuiti esterni per il funzionamento dei due integrati sono rappresentati nelle figure 3.30 e 3.31 a fronte:

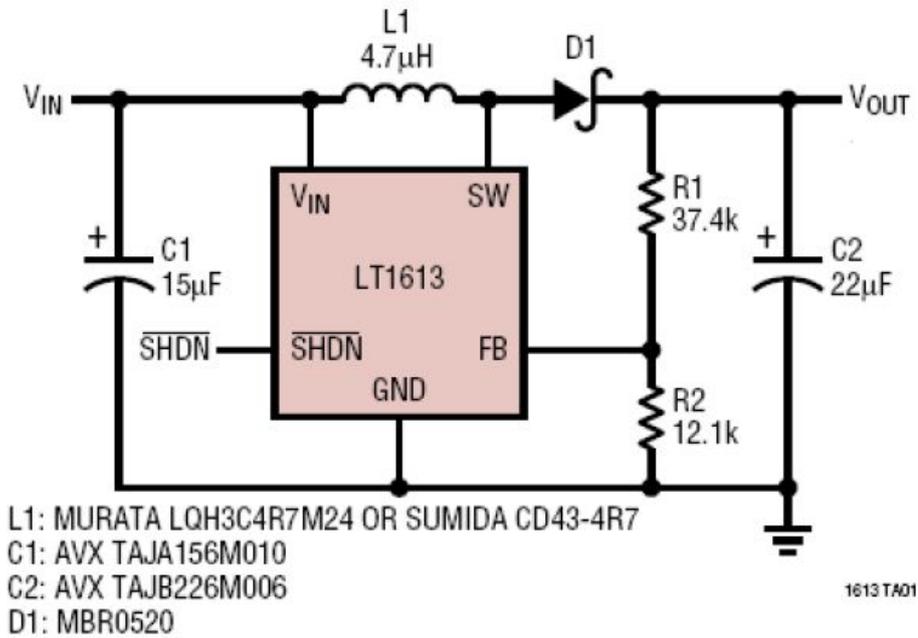


Figura 3.30: Schema di funzionamento dell'integrato LT1613 (6V)

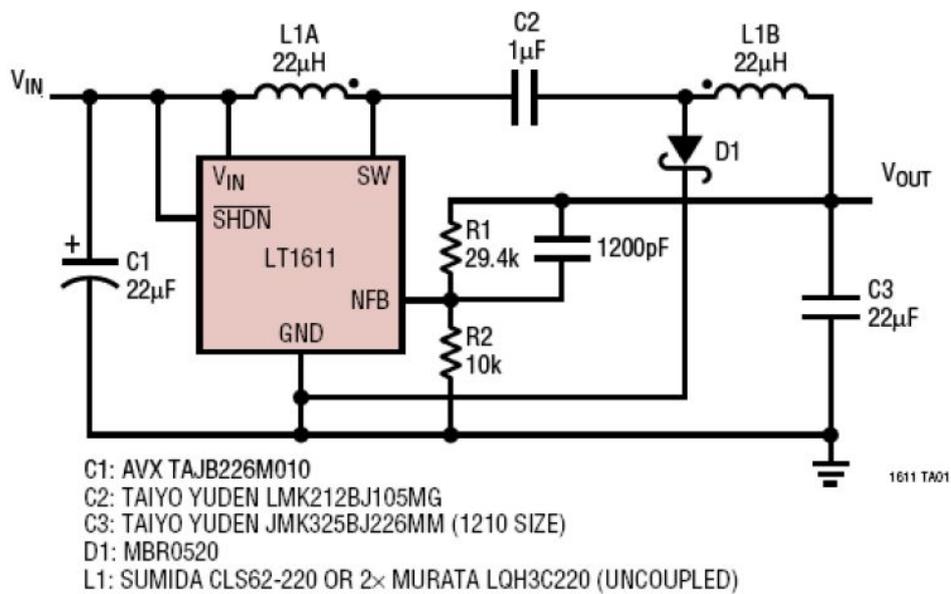


Figura 3.31: Schema di funzionamento per l'integrato LT1611 (-6V)

Per quanto riguarda il calcolo del partitore d'uscita, ci si basa sempre sulla formula

$$V_{out} = 1,23 \cdot \left(1 + \frac{R_1}{R_2}\right)$$

Per il circuito a +6V, mentre per il circuito a -6V la formula è la seguente

$$R_1 = \frac{|V_{out}| - 1,23}{\frac{1,23}{R_2} + 4,5 \cdot 10^{-6}}$$

I risultati ottenuti sono i seguenti:

- LT1611:  $R_1 = 14,3 \text{ k}\Omega$   $R_2 = 3,7 \text{ k}\Omega$
- LT1613:  $R_1 = 473 \text{ k}\Omega$   $R_2 = 121 \text{ k}\Omega$

Per quanto riguarda gli induttori e i condensatori, si sono seguite le specifiche riportate precedentemente. I modelli scelti sono i seguenti:

- LT1611:

L1 = 22  $\mu\text{H}$  Murata LQH3C-220

C1 = 22  $\mu\text{F}$  Murata GRM055ER71E156KA01

C2 = 22  $\mu\text{F}$  Murata GRM033B11E102KA01B

- LT1613:

L1 = 4,7  $\mu\text{H}$  Murata LQH3C-4r7

C1 = 15  $\mu\text{F}$  Murata GRM055ER71E156KA01

C2 = 22  $\mu\text{F}$  Murata GRM033B11E102KA01B

Per quanto riguarda la disposizione nel PCB in modo da avere il miglior confinamento delle emissioni elettromagnetiche, per il LT1613 si ha la configurazione di figura 3.32 nella pagina successiva:

Mentre per il 1611 si veda la figura 3.33 a fronte:

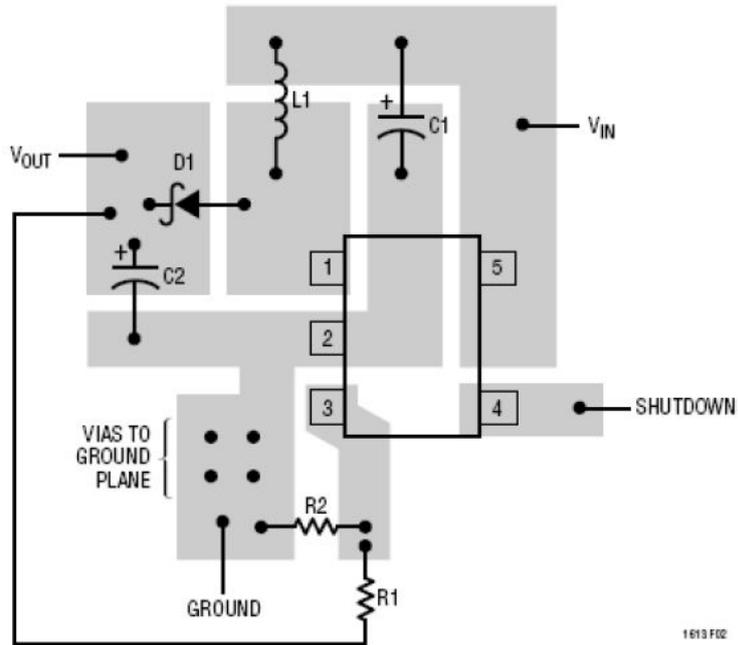


Figura 3.32: Rappresentazione del PCB dell'LT1613 per un'ottima schermatura delle emissioni elettromagnetiche

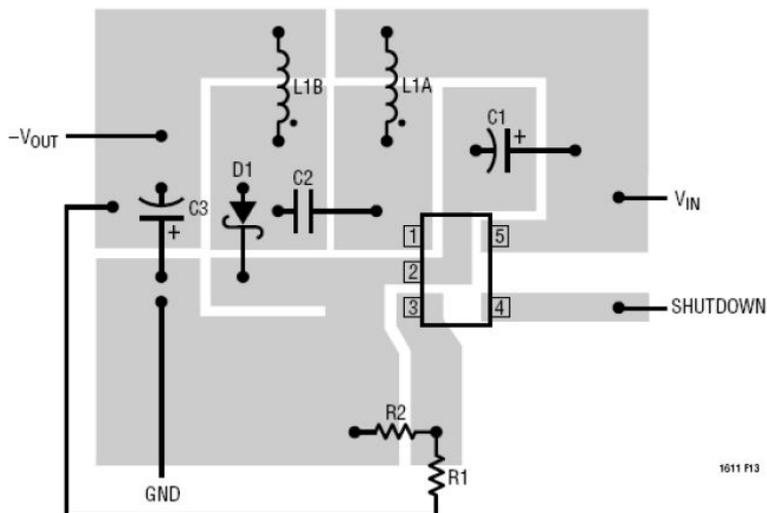


Figura 3.33: Rappresentazione del PCB dell'LT1611 per un'ottima schermatura delle emissioni elettromagnetiche

Dalle simulazioni abbiamo ottenuto i risultati delle figure 3.34 e 3.35:

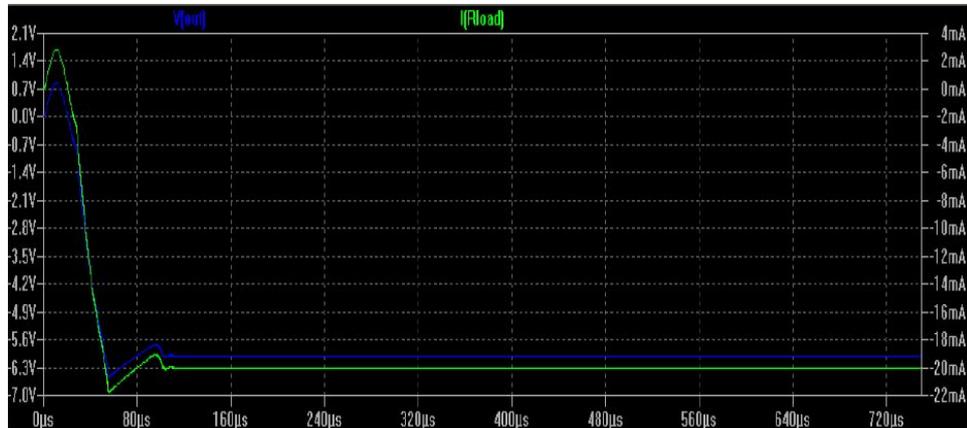


Figura 3.34: Simulazione per l'integrato LT1611 in condizioni di carico massimo

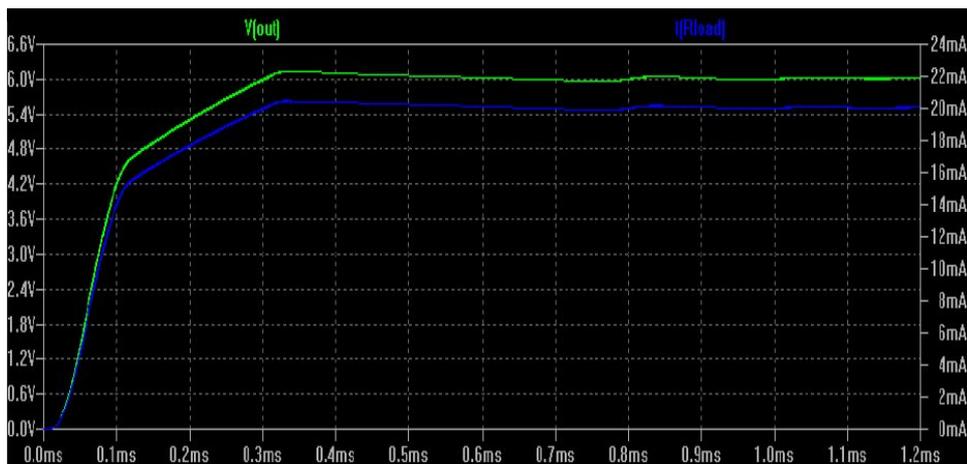


Figura 3.35: Simulazione per l'integrato LT1613 in condizioni di carico massimo

### 3.4.6 Circuito per il reset del magnetometro

Il magnetometro necessita di un reset prima di ogni misura per quanto spiegato nella sezione 2.2.2. Per dare il reset al magnetometro non serve altro che un impulso di corrente molto forte (3,2 A) per  $2\mu\text{s}$ . Il circuito adatto a generare tale impulso è il Maxim MAX662A. Questo componente non è altro che un regolatore a 12V che riesce a fornire in uscita un valore di corrente di 30mA. E' dotato di un controllo per lo spegnimento con corrente quiescente di  $0.5\mu\text{A}$ . Il circuito interno di questo componente è riportato in figura 3.36.

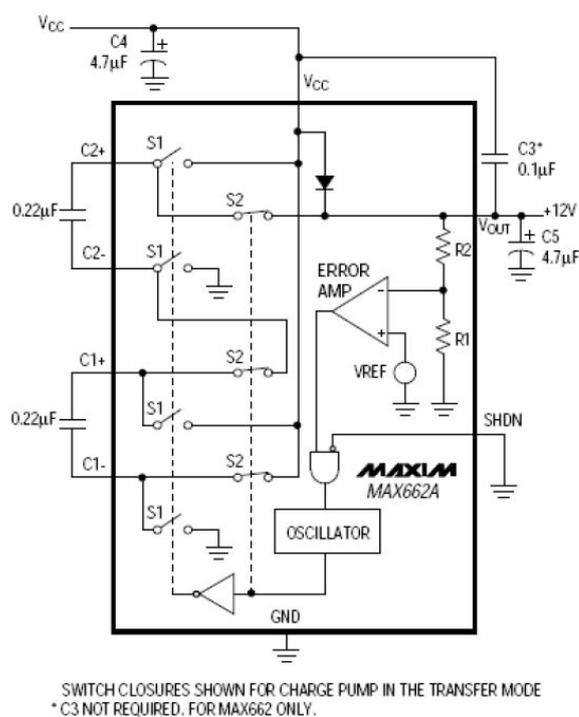


Figura 3.36: Circuito interno dell'integrato MAX1846

Il circuito necessario ai nostri scopi è una versione modificata di quello fornito nei datasheet, in quanto manca la componentistica necessaria a generare l'impulso di corrente. Questo impulso è composto, in verità, da 2 impulsi in sequenza: un impulso di set e uno di reset. La sequenza di questi riallinea i magneti del permalloy rendendo quindi possibile la misura. Il circuito completo per il reset del magnetometro si può quindi vedere in figura 3.37 nella pagina seguente.

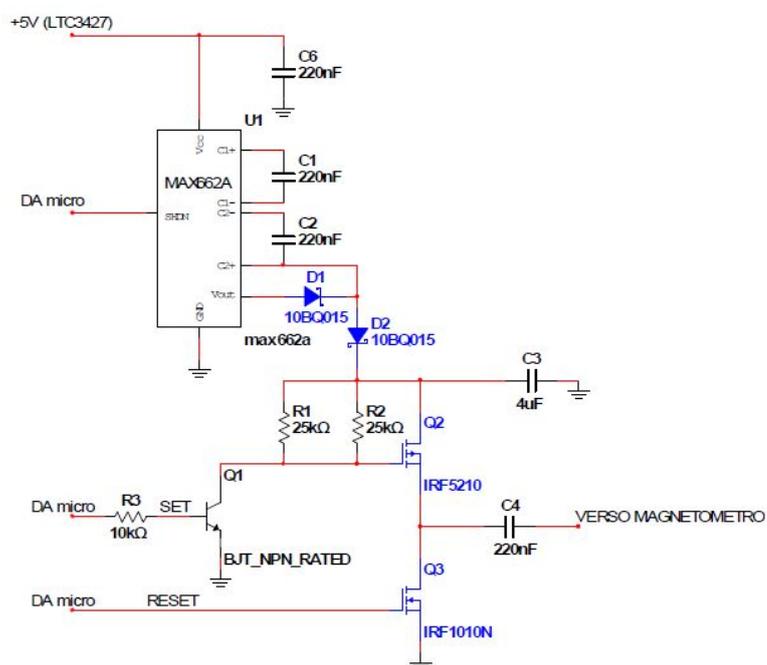


Figura 3.37: Circuito di generazione dell'impulso di reset per il magnetometro

### 3.4.7 Circuito di attivazione dei carichi

Visti i problemi di spazio che si sono riscontrati con le nuove modifiche e l'accorpamento in un unico alimentatore di più sistemi, si è reso necessario l'utilizzo di un integrato che possa selezionare il componente a cui fornire alimentazione. A questo scopo si è scelto l'integrato LTC1165 il cui principio di funzionamento è mostrato in figura 3.38.

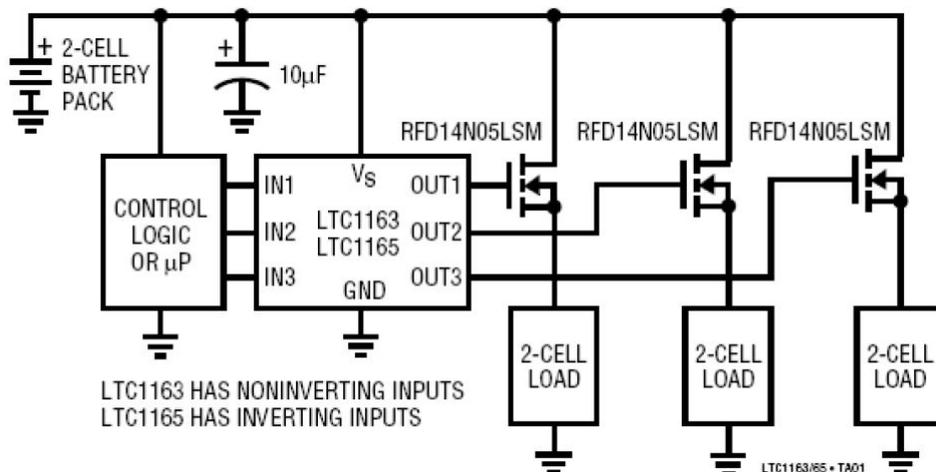


Figura 3.38: Principio di funzionamento del circuito di attivazione dei carichi

Come ingresso utilizza 3 pin IN1, IN2, IN3 i cui valori sono forniti dal sistema OBDH & HK. In base al valore verrà attivato il carico relativo impiegando dei Mosfet a canale N come interruttori. Come condensatore si può usare un: C Murata GRM033B10J103KA01B 10 µF, 6.3V.

### 3.4.8 Condensatori

Punto importante da considerare nella creazione di un circuito è la scelta dei componenti utilizzati. Un aspetto critico riguarda i condensatori. Questi componenti sono una parte importante per i circuiti di alimentazione. Per questi si introduce un circuito equivalente che sarà adoperato in ogni fase dello sviluppo e si effettueranno alcune considerazioni su questo. Vista la disponibilità data dai test effettuati per le versioni precedenti di Atmocube, si utilizzeranno condensatori ceramici prodotti dalla Murata. Il circuito equivalente, scelto in base ai dati forniti dalla ditta è riportato in figura 3.39 nella pagina seguente:

Con:

- ESR valore della resistenza serie del condensatore
- ESL valore della induttanza serie del condensatore



Figura 3.39: Circuito equivalente per i condensatori

- C valore della capacita del condensatore

Questi parametri sono variabili con la temperatura e influenzano le caratteristiche del condensatore in modo anche rilevante. Si può dire inoltre che la ESR varia in funzione della frequenza di funzionamento, mentre la ESL e la C in funzione della tensione di polarizzazione.

I condensatori Murata in dotazione sono della famiglia X7R e con:

- Temperatura di operatività: -55 a +125°C
- ESR: molto bassa nel range di frequenze utilizzato
- $\Delta C_{max}$  in funzione della temperatura:  $\pm 15\%$
- Sensibilità alle tensioni di polarizzazione modesta

Unico inconveniente di questi componenti è il fenomeno piezoelettrico. In corrispondenza ad una tensione sinusoidale si ha una leggera emissione di onde acustiche data dalla vibrazione che si genera in essi. Questo inconveniente non si rileva nello spazio vista l'assenza dell'atmosfera. Il limite fisico dei componenti in nostra dotazione è il valore massimo di capacità. Questa famiglia, infatti, arriva al massimo a 22  $\mu\text{F}$ . Per valori superiori sarà necessario utilizzare elementi elettrolitici di buona qualità o al parallelo di più condensatori ceramici.

### 3.4.9 Schema a blocchi riassuntivo del sistema di conversione DC-DC

Nella figura 3.40 nella pagina successiva è raffigurato lo schema a blocchi della sezione di conversione DC-DC. In esso si può vedere l'ingresso regolato a 4,4 V o tensione di batteria (se si entra nel modo battery supplement) fornito dall'integrato bq24070; l'attivazione dei carichi da parte del microcontrollore viene gestita da due integrati LTC1165; essi si incaricano di realizzare le direttive che arrivano dal microcontrollore riguardo l'attivazione o lo spegnimento dei sottosistemi accendendo o spegnendo gli switch che in figura sono rappresentati unicamente a livello simbolico, in realtà si tratta di MOSFET a canale n [11] [5]; questa soluzione, proposta in [11], era stata trattata in modo incompleto e poco dettagliato, c'è ad esempio da aggiungere il fatto non trascurabile che ciascun integrato è in grado di gestire solamente tre carichi [5], pertanto è necessario l'uso di due componenti in parallelo, come si vede in figura 3.40 nella pagina seguente; si può vedere inoltre che le alimentazioni a 6V e a -6V, vengono considerate come un unico carico, infatti esse sono utili unicamente al magnetometro.

In uscita dai blocchi dei vari circuiti integrati sono riportate la tensione a cui viene regolata la tensione e la corrente massima che il blocco può gestire, invece all'interno dei blocchi che rappresentano i diversi sottosistemi sono riportati i valori massimi di corrente richiesta dai sottosistemi<sup>2</sup>.

---

<sup>2</sup>dove non riportato nessun valore significa che esso è poco rilevante

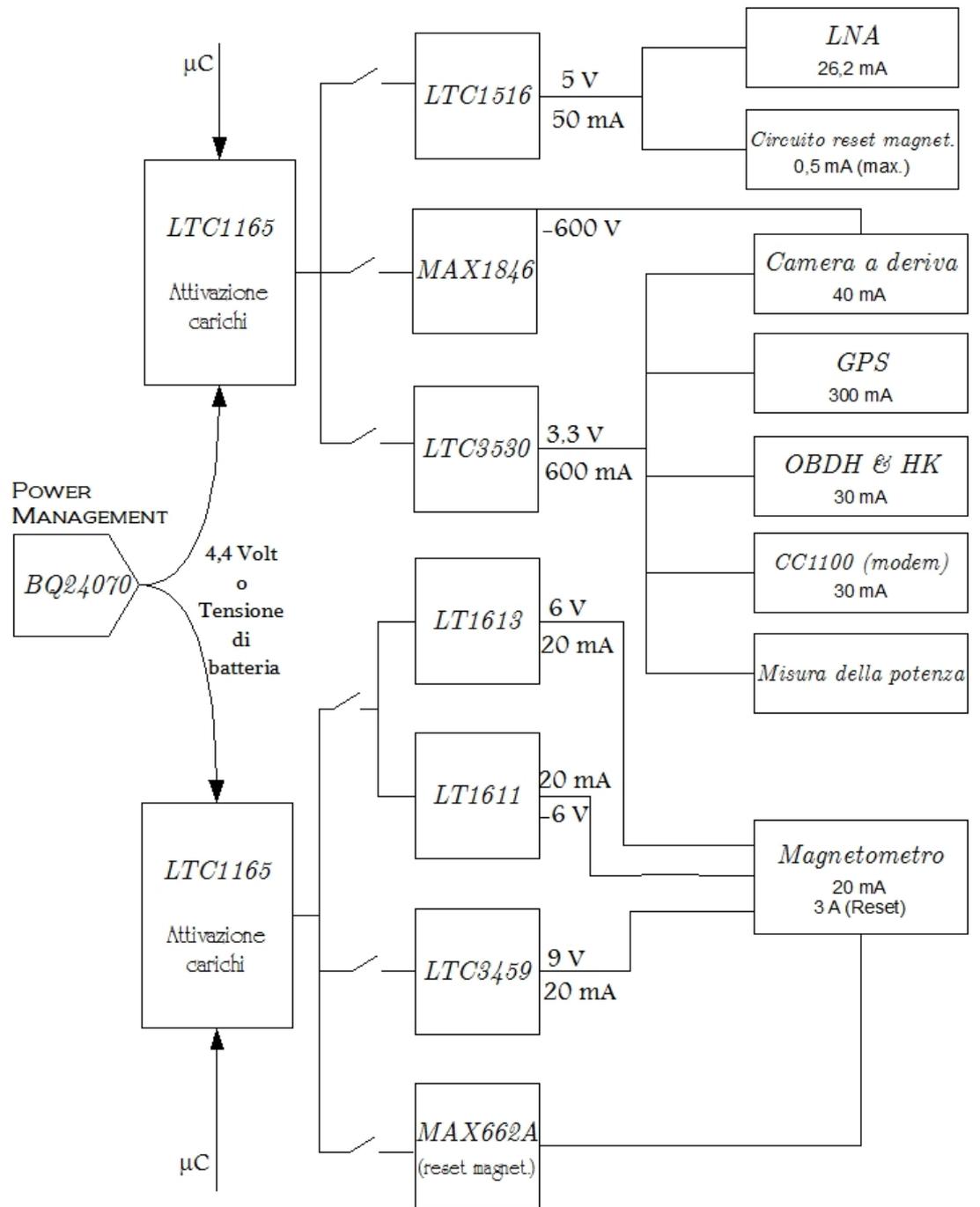


Figura 3.40: Schema a blocchi dei rami di alimentazione per ciascun sottosistema

### 3.5 Derating

Il derating elettronico dei componenti è un'importante parametro da tenere in considerazione quando si fanno progetti per impieghi aerospaziali [3].

Per derating si intende la necessaria riduzione dello stress elettronico, di solito la potenza dissipata (altri parametri tipici interessati dal derating sono la tensione, la corrente, la potenza e la temperatura di lavoro), applicato al componente con lo scopo di garantire un margine di sicurezza per il funzionamento al di sotto del limite massimo delle capacità del componente. I criteri di applicazione del derating dipendono dal tipo di componente dalla sua tecnologia e dall'applicazione. E' comunque possibile affermare che più è grande il margine di derating e maggiore è il tempo di vita atteso per il componente in questione.

L'ampiezza del margine di derating dipende dalla temperatura di lavoro.

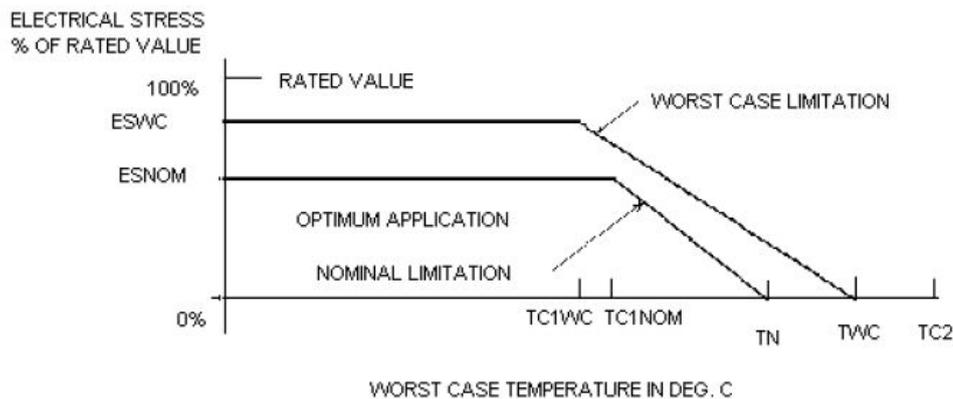


Figura 3.41: Grafico standard per il derating elettronico

La curva generica di derating può essere vista nella figura 3.41, le condizioni ottimali di lavoro sono rappresentate dall'area al di sotto del limite nominale. Il fattore di derating va moltiplicato per il rating del componente alla temperatura data per ottenere il valore della limitazione nominale per l'applicazione specifica. Osservando il grafico possiamo vedere che vengono raffigurate due curve, una che si riferisce al massimo stress medio applicabile ed un'altra che si riferisce al picco massimo di stress sostenibile dal componente. La temperatura  $T_{C1}$  è il limite al di là della quale è conveniente ridurre lo stress elettrico applicato al componente. Solitamente  $T_{C1WC} = T_{C1NOM}$ . La temperatura  $T_{C2}$  rappresenta la massima temperatura ammissibile per il componente oltre la quale esso subisce danni permanenti. Solitamente si ha  $T_{WC} = T_{C2} - 30^\circ\text{C}$  e  $T_N = T_{WC} - 10^\circ\text{C}$ . Solitamente i datasheet dei componenti forniscono la temperatura  $T_{C1}$  e la pendenza della curva di derating;

spesso i dati cambiano molto a seconda della tipologia di case scelto, in ogni caso i comuni case in plastica solitamente presentano buone caratteristiche per quanto riguarda il derating.

Sarebbe dunque consigliabile applicare il grafico standard a ciascun componente utilizzato, e tramite la stima della temperatura di lavoro capire il derating da applicare. Purtroppo i dettagli sulle temperature in ballo per AtmoCube sono davvero scarsi, rendendo davvero difficile effettuare una stima accurata del derating elettronico per i componenti.

## 3.6 Connessione dei pannelli solari

La disposizione delle celle è stata studiata e decisa dallo staff meccanico di AtmoCube, è prevista l'applicazione di  $n$  pannelli su  $m$  facce del satellite, si veda in figura ?? nella pagina ?? la configurazione dei pannelli solari di AtmoCube. Per quanto riguarda l'interfacciamento dei pannelli ed il loro collegamento elettrico si può dire che sarà necessario l'utilizzo di diodi per proteggere i pannelli dalle possibili correnti inverse, possibilmente diodi schottky in modo da ridurre la caduta di tensione. Poiché nominalmente un singolo pannello fornisce in uscita una tensione di 2,19V si è pensato di collegare in serie i pannelli a due a due in modo da ottenere 4,4 V, ricordando che l'ingresso consigliato per l'integrato BQ24070 (power manager) è compreso tra 4,3 V e 16 V, le coppie risultanti verranno collegate in parallelo; si è scelto di collegarne soltanto due celle in serie per avere la massima ridondanza possibile, il guasto di un pannello compromette il funzionamento solamente di un'altra cella. Unico svantaggio è che in ingresso al bq24070 è consigliata una tensione superiore ai 4,3V, altrimenti esso andrebbe in stato di sleep (sez. 3.7.13), per garantire questo valore probabilmente la connessione di soltanto due celle in serie non basterebbe. Più probabilmente sarà necessario ricorrere al collegamento serie di cinque celle solari in modo tale da formare due gruppi di pannelli per ogni faccia eccetto per la faccia da 8 pannelli.

## 3.7 BQ24070

Dedico quest'intera sezione alla trattazione dettagliata dell'integrato BQ24070 della Texas, esso costituisce il cuore del Electrical Power System di AtmoCube quindi conoscerlo a fondo è fondamentale.

### 3.7.1 Piedino mode e selezione automatica della sorgente di potenza

Il BQ24070 prevede che la sorgente in continua sia fornita tramite connessione USB oppure da sorgente continua generica, il nostro caso naturalmente è quest'ultimo. Questa scelta tra i due tipi di sorgente viene effettuata tramite il piedino MODE, quando esso è low si avrà alimentazione da USB, quindi nel nostro caso MODE va tenuto in stato HIGH poiché la nostra sorgente in continua sono i pannelli solari. C'è inoltre da notare che se non viene trovata alcuna sorgente collegata al piedino  $V_{in}$  allora la batteria viene scelta come sorgente automaticamente.

### 3.7.2 Power Path Management

Il BQ24070 fornisce potenza al sistema ed indipendentemente ricarica la batteria. Questo fatto riduce il numero di cicli di scarica e carica a cui viene sottoposta la batteria riducendo il suo degrado, inoltre garantisce una carica completa e corretta della stessa. Poiché in ingresso si ha la priorità della sorgente in continua, è garantito l'avvio del sistema anche quando la batteria è molto scarica, evitando i problemi riguardanti l'avvio della ricarica illustrati nella sezione 3.3.1 nella pagina 33, e consentendo di eliminare il circuito charge monitor [12].

Il funzionamento generale tenendo il piedino MODE alto garantisce che il carico venga alimentato direttamente dai pannelli attraverso il FET Q1 (figura 3.6 nella pagina 42), e che la tensione di uscita sia regolata a 4,4V tranne quando le richieste del carico superano le possibilità della sorgente, caso nel quale si ha in uscita la tensione di batteria.

### 3.7.3 Controllo della carica della batteria

La batteria viene ricaricata attraverso il transistor Q2 basandosi sulla *charge rate*<sup>3</sup> fissata dall'ingresso presente sul piedino ISET1<sup>4</sup>; la modalità per effettuare tale scelta è spiegata nella sezione 3.7.8 nella pagina 90. Il valore massimo per la *charge rate* della nostra SAFT mp174865 indicato dal datasheet [13] è pari a C, capacità della batteria. Quest'informazione, nel gergo specializzato utilizzato dei progettisti di batterie, vuol dire che la massima corrente di ricarica per la batteria è la stessa che servirebbe per

---

<sup>3</sup>Si tratta semplicemente del valore della corrente utilizzata per la carica della batteria

<sup>4</sup>Charge current set point and precharge and termination set point

scaricare l'intera capacità  $C$  della cella in un'ora, ricordando che la capacità della batteria è  $C \approx 5 \text{ A} \cdot \text{h}$  si ha che la massima charge rate fissabile è pari a  $5 \text{ A}$  appunto, ottenendo una carica completa della batteria in un'ora. Purtroppo le nostre celle forniscono circa una corrente di mezzo Ampere, la charge rate può quindi essere fissata ad  $1 \text{ A}$  lasciando che sia il BQ24070 a distribuire correttamente la corrente di ricarica e quella di alimentazione tramite le due funzioni di gestione dinamica del power path (sezione 3.7.4) e di battery supplement (sezione 3.7.5 nella pagina successiva).

### 3.7.4 Dynamic power path management (DPPM)

Questa funzionalità prevede il monitoraggio della tensione d'uscita per risolvere perdite di potenza in ingresso dovute a brown out, limitazioni di corrente dei pannelli solari o rimozione della sorgente in ingresso, ad esempio durante i periodi d'ombra.

Se la tensione sul piedino OUT scende fino ad un valore prestabilito dall'utente,  $V_{DPPM} \cdot SF$ , a causa di un limitato apporto di corrente in ingresso, la corrente di ricarica della batteria verrà ridotta fino a quando la  $V_{out}$  smetterà di calare. Il controllo dinamico del *power path* cerca di raggiungere uno stato di equilibrio in cui il satellite riceva la corrente di cui ha bisogno e la batteria venga ricaricata con la corrente rimanente. L'integrato non garantisce un controllo attivo della corrente erogata, quindi se il satellite richiede più corrente di quella che i pannelli riescono ad erogare la tensione  $V_{out}$  scende appena sotto la tensione di batteria, Q2 entra in conduzione e la corrente che fluisce verso il sistema viene complementata dalla corrente fornita dalla batteria.

Riassumendo ci sono tre vantaggi evidenti che si ottengono grazie al sistema dinamico di gestione del *power path*:

1. E' possibile utilizzare una sorgente in continua con bassa capacità di potenza erogabile come i pannelli solari, che riescono ad erogare potenze istantanee molto minori di quelle che sono richieste.

Per capire meglio si può fare il seguente esempio: nel caso in cui si abbia una richiesta di potenza massima dal satellite di  $1,75 \text{ A}$ , ed una richiesta media di potenza pari a  $0,5 \text{ A}$ , se la corrente di ricarica della batteria fosse di  $1,25 \text{ A}$  si otterrebbe una richiesta di corrente di picco pari a  $3 \text{ A}$ . Grazie al bq24070 ed al DPPM mode come corrente erogabile dai pannelli solari basterebbero solamente  $2 \text{ A}$  invece dei canonici  $3,25 \text{ A}$  necessari per consentire l'alimentazione corretta del satellite senza sospendere in nessun momento la ricarica della batteria. Infatti durante il periodo di richiesta di corrente di picco la tensione d'uscita inizierebbe a scendere fino a giungere alla soglia che fa scattare il DPPM mode; appena scattato il DPPM si riduce la corrente di carica della batteria aumentando quella inviata verso il satellite fino ad ot-

tenere una stabilizzazione del valore della tensione d'uscita. In questo esempio particolare l'equilibrio verrebbe raggiunto quando la corrente di ricarica da 1,25 A viene ridotta a 0,25 A in modo tale da fornire gli 1,75 A richiesti dal satellite. Una volta che la richiesta di corrente del carico scende di nuovo la corrente di ricarica viene ripristinata al valore default.

2. Il modo DPPM garantisce dei notevoli risparmi di potenza. Senza questa gestione dinamica delle correnti di carico e di ricarica infatti, si avrebbe che, non appena le richieste del carico andassero al di sopra del limite massimo, la tensione di uscita verrebbe automaticamente abbassata a quella di batteria con una conseguente necessità di dissipare una potenza pari a  $(V_{in} - V_{out}) \cdot I_{load}$ . Ci sarebbe infatti un afflusso di corrente costante ma una caduta di tensione minore rispetto a quella ottenuta con il DPPM col quale si ha una caduta pari a  $V_{in} - V_{DPPM-reg}$ , ottenendo così un'efficienza molto maggiore.
3. Il modo DPPM sostiene la caduta di tensione in uscita a prescindere dalla causa che la determina, e la sostiene fino a quando questo è possibile. Questo viene ottenuto riducendo la corrente di ricarica e mantenendo in ogni caso l'utilizzo costante di tutta la potenza erogata dai pannelli solari.

Si nota inoltre che la tensione soglia per entrare in modo DPPM è fissata come segue:

$$V_{DPPM-reg} = I_{DPPM} \cdot R_{DPPM} \cdot SF$$

dove  $R_{DPPM}$  è la resistenza esterna collegata tra i piedini DPPM e VSS,  $I_{DPPM}$  è data da una sorgente interna di corrente ed SF è il fattore di scalamento.

Infine è importante notare che il *safety timer*, che fa scattare lo stato di FAULT se la carica della batteria è troppo lunga, viene aggiustato in maniera dinamica quando si entra in DPPM mode in modo da tenere conto della riduzione dinamica della corrente di carica. Quando avviene la riduzione della corrente di carica viene infatti anche ridotta la tensione sul piedino ISET1 e su quello TMR con un conseguente rallentamento del clock del timer ed un'estensione del tempo di sicurezza dopo il quale scatta lo stato di FAULT. Normalmente si ha  $V_{TMR} = 2,5V$ ; quando il clock subisce il rallentamento tale tensione viene ridotta, ad esempio quando si ha un valore di  $V_{TMR}$  pari a 1,25V il periodo di clock del *safety timer* ha un valore doppio rispetto a quello che si ha normalmente.

### 3.7.5 Battery supplement mode e DPPM mode

Il comportamento dettagliato di queste due particolari funzioni viene illustrato nella figura 3.42 a fronte; il grafico illustra la gestione della poten-

za da parte dell'integrato al variare della corrente richiesta dal carico, ed in particolare illustra il funzionamento del sistema DPPM e del modo di alimentazione Battery supplement che servirà nei periodi di trasmissione di AtmoCube e quando le celle avranno un output basso. Possono essere individuati tre casi diversi che si susseguono nel grafico:

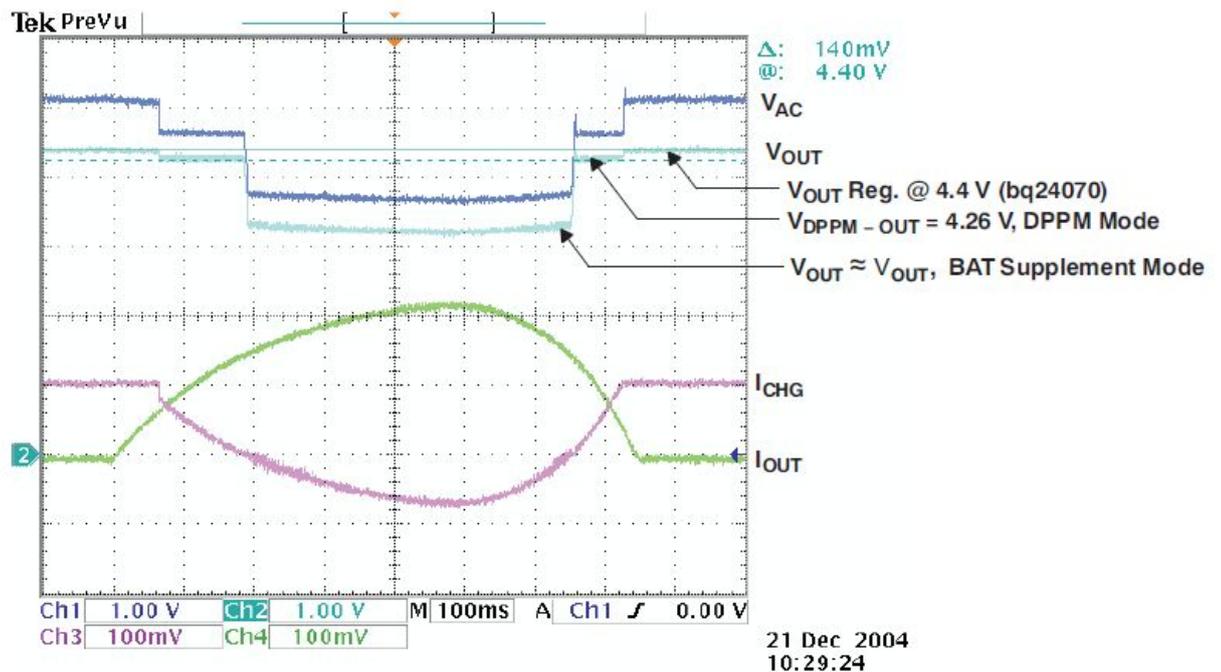


Figura 3.42: DPPM e Battery Supplement Mode

1. inizialmente la corrente richiesta dal carico ( $I_{out}$ ) è nulla; tutta la corrente fornita dalla sorgente viene quindi destinata alla ricarica della batteria come mostra la traccia color rosa (che rappresenta appunto la corrente di ricarica della batteria); in questa situazione la tensione di uscita  $V_{out}$  viene tenuta stabilizzata a 4,4 V come impostato dall'utente
2. la corrente richiesta dal carico aumenta, quando raggiunge 0,5 A, ed aggiungendo la corrente pari ad 1 A destinata alla ricarica, si è al limite massimo di corrente erogabile dalla sorgente. La tensione di uscita viene fatta scendere al livello impostato DPPM e si entra in regime di gestione dinamica del *power path*, parte della corrente di ricarica viene quindi deviata verso il carico per sostenere le richieste sempre più elevate di corrente del carico
3. la corrente richiesta dal carico supera il livello di corrente erogabile dalla sorgente, si entra in regime *battery supplement*. La tensione di uscita

scende alla tensione di batteria, il transistor Q2 entra in conduzione (fig. 3.6 nella pagina 42) poiché la batteria è costretta a complementare la corrente fornita dalla sorgente per soddisfare le richieste del carico; si noti che sul grafico questo viene rappresentato con una corrente di ricarica (traccia rosa) negativa, perché diventerebbe una ‘corrente di scarica’ della batteria

Per quanto riguarda l’accensione del satellite abbiamo visto che essa può avvenire anche con le batterie molto scariche senza bisogno di aggiungere un circuito *charge monitor* come veniva imposto in [12]. L’accensione (power-up) del satellite può dunque avvenire in tre situazioni diverse:

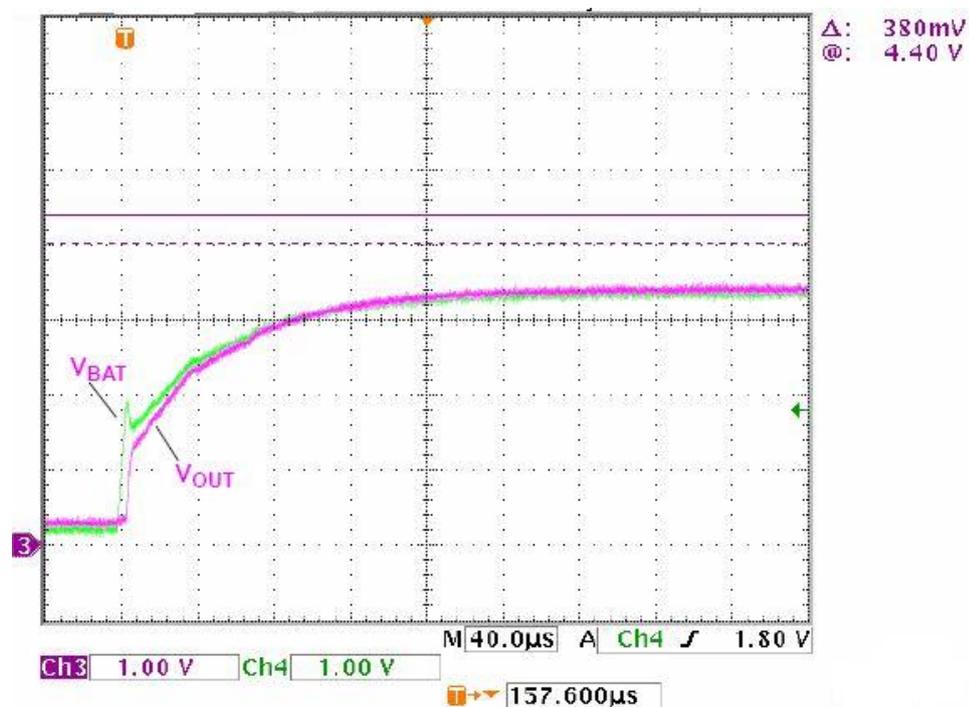


Figura 3.43: Power-up con sola batteria

- Accensione durante un periodo d’ombra e con batteria carica o parzialmente carica: Ci si troverà senza sorgente in continua (pannelli solari) e quindi l’integrato sceglie automaticamente come sorgente la batteria, si avrà un andamento della tensione d’uscita come quello in figura 3.43
- Accensione durante un periodo d’illuminazione: i pannelli solari si caricano di alimentare il sistema attraverso il BQ24070 e di far partire il sistema

- Accensione durante un periodo d'ombra con batteria totalmente scarica: occorre inevitabilmente aspettare il periodo di illuminazione più prossimo e ripartire dal punto precedente

Bisogna fare attenzione in fase di avvio con sola batteria che il carico non sia eccessivo, cioè tale da mantenere la  $V_{out}$  troppo al di sotto della  $V_{bat}$ , in pratica di 200 mV o più; in quel caso infatti verrebbe dichiarata la condizione di corto circuito che può venire inibita solo con la rimozione del carico. Pertanto è consigliato l'utilizzo di un condensatore da collegare sul piedino DPPM in modo tale da rallentare l'intervento del modo *short circuit*, questo argomento verrà approfondito nella sezione 3.7.19 nella pagina 93 dedicata al recupero dal *short circuit mode*.

### 3.7.6 Monitoraggio della temperatura di batteria

E' importante notare che il bq24070 è dotato di monitoraggio continuo della temperatura per salvaguardare la sicurezza del sistema, fatto non trascurabile quando si parla di *power supply systems*. Il controllo viene ottenuto misurando istante per istante la temperatura della cella tramite un termistore NTC (*Negative temperature coefficient*) di 10 k $\Omega$  a cui viene fornito il bias tramite sorgente interna all'integrato; quando la tensione del termistore supera la soglia massima il sistema provvede ad interrompere la ricarica fintantoché la temperatura non diminuisce nuovamente (fig. 3.8 nella pagina 44).

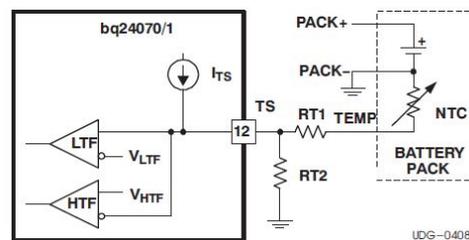


Figura 3.44: monitoraggio della temperatura con intervallo di temperature ampliato

Il range di temperatura è fissato di default tra 0 °C e 45 °C, tale intervallo è modificabile dall'utente tramite resistenze esterne come in figura 3.44.

### 3.7.7 Pre-condizionamento della batteria

Se dopo un ciclo di scarica della batteria la tensione della stessa è troppo bassa, al di sotto della soglia  $V_{lowV}$ , il BQ24070 applica una corrente di pre-ricarica  $I_{O(prechg)}$  alla batteria in modo tale da 'ravvivare' la cella eccessivamente scarica, si veda la fase iniziale del grafico in figura 3.10 nella pagina 45.

La corrente  $I_{O(prechg)}$  viene fissata dall'utente scegliendo opportunamente la resistenza  $R_{set}$  connessa tra i piedini ISET1 e VSS. Si avrà:

$$I_{O(prechg)} = \frac{V_{prechg} \cdot K_{set}}{R_{set}}$$

dove  $V_{prechg}$  e  $K_{set}$  sono parametri fissi consultabili tra le specifiche del componente, nel nostro caso in cui la corrente di ricarica sarà compresa tra 100mA ed 1,5A  $K_{set}$  sarà compreso tra 375 e 450 con un valore tipico di 425, mentre il valore  $V_{prechg}$  è compreso tra 225 e 275 mV.

E' inoltre importante notare che quando inizia il *pre-conditioning* il BQ24070 fa partire un timer di sicurezza  $t_{prechg}$ , se la tensione di batteria non raggiunge la soglia di tensione bassa  $V_{lowV}$  entro il tempo  $t_{prechg}$ , l'integrato ferma la ricarica e viene dichiarato lo stato FAULT sui piedini STAT1 e STAT2. Vedere la sezione 3.7.11 nella pagina successiva dedicata al timer di sicurezza per la carica.

### 3.7.8 Corrente di carica della batteria

Anche in questo caso la resistenza  $R_{set}$  collegata tra i piedini ISET1 e VSS è quella che determina il valore della corrente di ricarica della batteria. In questo caso il valore è dato da

$$I_{O(out)} = \frac{V_{set} \cdot K_{set}}{R_{set}}$$

per il valore di  $K_{set}$  si veda la sezione precedente mentre  $V_{set}$ , da datasheet, vale circa 2,5V.

### 3.7.9 Regolazione della tensione della batteria

La retroazione per la regolazione della tensione avviene attraverso il piedino BAT. Questo viene infatti collegato direttamente al morsetto positivo dell'accumulatore e l'integrato si incarica di monitorare la tensione  $V_{bat}$ . Una volta che la tensione di batteria raggiunge la soglia che indica batteria carica  $V_{O(reg)}$ , il BQ24070 fa partire la fase *voltage regulation* durante la quale la corrente di ricarica decade gradualmente. Anche in questo caso l'integrato è dotato di un timer di sicurezza per la fase di ricarica a tensione costante, se la ricarica non viene terminata entro il tempo  $t_{chg}$  si dichiara lo stato FAULT sui piedini STAT1 e STAT2.

### 3.7.10 Regolazione della temperatura e protezioni termiche

Per massimizzare la velocità di ricarica della batteria, il BQ24070 implementa un anello di regolazione della temperatura. Se la dissipazione di potenza cresce ed il conseguente aumento della temperatura supera la soglia

$T_{J(reg)}$ , l'integrato si incarica di ridurre la corrente di carica della batteria in modo tale da mantenere la temperatura o di abbassarla.

E' previsto pure un monitoraggio della temperatura del die, se si supera la temperatura critica l'uscita viene staccata dall'ingresso fino a quando la temperatura non scende nuovamente.

Infine è importante dire che il *battery supplement mode* non è dotato di protezioni termiche, l'unica limitazione è quella di cortocircuito di batteria che dovrebbe bastare per evitare che si vada oltre il limite di potenza dissipabile dall'integrato.

### 3.7.11 Funzionamento del timer di carica

Come già accennato esiste un timer che misura il tempo di carica della batteria. Se la carica supera il tempo massimo  $t_{chg}$  la ricarica viene fermata e si dichiara stato di FAULT sui piedini STAT1 e STAT2. Per determinare il periodo di questo timer di sicurezza è necessario scegliere opportunamente il valore della resistenza esterna  $R_{TMR}$  collegata al piedino TMR. Si avrà

$$t_{chg} = K_{TMR} \cdot R_{TMR}$$

Mentre si è in modo di regolazione termica o di DPPM, l'integrato si incarica automaticamente di aggiustare il valore del tempo massimo di carica  $t_{chg}$ , esso risulterà naturalmente dilatato a causa della riduzione della corrente di ricarica (per motivi termici o di richieste di potenza da parte del carico). Il datasheet del componente fornisce un modo per calcolare in quale modo viene gestita questa variazione dinamica del timer di ricarica, per i nostri scopi non è una funzione rilevante. Infatti nel nostro caso sarà sicuramente conveniente disabilitare questo timer in quanto la ricarica della batteria avrà dei tempi molto variabili e probabilmente anche molto dilatati, ad ogni modo non è possibile in nessun modo quantificarli. Per disabilitare completamente il timer di ricarica basta eliminare  $R_{TMR}$  e collegare il piedino TMR al piedino VREF.

### 3.7.12 Terminazione della carica

Per capire quando finisce la carica della batteria, una volta entrati nella fase di carica a tensione costante, viene monitorata la tensione sul piedino ISET1. Una volta che la corrente scende sotto la soglia  $I_{term}$  la carica della batteria finisce. Anche questa soglia è determinata tramite la resistenza esterna  $R_{set}$  secondo la formula

$$I_{term} = \frac{V_{term} \cdot K_{set}}{R_{set}}$$

una volta finita la carica, la ricarica riparte quando la tensione di batteria scende sotto la soglia  $V_{rch}$ , in modo da mantenere la batteria carica tutto il tempo (se si può...).

### 3.7.13 Modi sleep e stand-by

Quando viene a mancare l'alimentazione dei pannelli il BQ24070 entra in modalità low-power o sleep, in questo modo si evita che la batteria venga scaricata dal consumo di potenza dello stesso integrato. E' naturale quindi che il transistor Q2 (figura 3.6 nella pagina 42) rimanga in conduzione in modo che la batteria riesca ad alimentare il satellite.

Si va in stato di sleep anche quando il piedino CE è basso, in questo caso il FET Q1 (figura 3.6 nella pagina 42) viene interdetto ed il sistema viene alimentato dalla batteria. Questa funzionalità può comportare una minaccia per l'avvio del sistema dopo il *power up*, infatti l'avvio verrebbe di nuovo a dipendere dal controllo del microcontrollore, nel caso di batteria molto scarica il micro non verrebbe alimentato ed il CE rimarrebbe low inibendo pure l'alimentazione del satellite (e del microcontrollore) da parte della sorgente. La soluzione più semplice per questo problema sarebbe quella di aspettare in modo di sleep fintantoché la batteria viene caricata a sufficienza per far riprendere il controllo al microcontrollore e rialzare il piedino CE. Altrimenti è possibile collegare al piedino di *chip enable* sia il controllo del microcontrollore che la tensione diretta dai pannelli solari con una logica OR, in questo caso si garantirebbe l'avvio del sistema descritto nella sezione 3.7.5 nella pagina 86.

### 3.7.14 Uscite di stato della carica

I pin STAT1 e STAT2 in uscita forniscono le informazioni riguardo allo stato della carica della batteria e la fase di ricarica che si sta effettuando. Nella tabella 3.1 sono riportati i diversi stati possibili di questi piedini.

Stato della carica - Piedini STAT1 e STAT2		
Stato della carica	STAT1	STAT2
Precarica	ON	ON
Carica veloce	ON	OFF
Carica completata	OFF	ON
Carica sospesa(temperatura), timer FAULT, sleep mode	OFF	OFF

Tabella 3.1: Stato della carica - Piedini STAT1 e STAT2

### 3.7.15 PG (Power Good)

Il piedino PG indica se è presente una sorgente di potenza in ingresso con tensione superiore a quella di batteria, cioè indica quando non si è in *sleep mode*. Si avrà che l'uscita corrispondente va ON (low) quando si esce dallo sleep mode (cioè la tensione in ingresso è più alta di quella di batteria). Ovviamente quando si è in modalità sleep quest'uscita va OFF.

### 3.7.16 Ingresso CE (Chip enable)

Il chip enable viene utilizzato per attivare (stato alto) e disattivare (stato basso) il dispositivo. Con CE basso si entra in modalità low power anche se è presente una sorgente in ingresso. Come già detto nella sezione 3.7.13 a fronte dedicata alla modalità sleep, in caso di CE basso il transistor Q1 si interdice e quello Q2 va in conduzione (figura 3.6) in modo da alimentare il satellite tramite la batteria.

### 3.7.17 Funzioni di disabilitazione della carica della batteria

E' possibile disabilitare la carica della batteria semplicemente lasciando flottante il piedino di ingresso DPPM.

### 3.7.18 Recupero dallo stato FAULT da timer

Esistono due casi:

1. Caso tensione di carica oltre la soglia  $V_{rch}$  e si va in stato di fault da timer

Soluzione: il BQ24070 aspetta che la tensione cada sotto la soglia  $V_{rch}$  (a causa del carico o di auto-scarica), una volta che ciò succede viene tolta la condizione di fault e si ricomincia con il normale ciclo di carica della batteria.

2. Caso tensione di carica al di sotto di  $V_{rch}$  e si va in stato di fault da timer.

Soluzione: In questo caso l'integrato provvede ad applicare la piccola corrente  $I_{fault}$  che serve per rilevare un'eventuale rimozione della batteria, tale corrente rimane fintantoché la tensione rimarrà sotto la tensione di soglia  $V_{rch}$ . Quando si raggiunge tale soglia avviene il recupero descritto al punto precedente dello stato di fault e viene spenta la corrente  $I_{fault}$ .

### 3.7.19 Recupero dallo stato di cortocircuito

Esistono due tipi di *short circuit recovery* uno associato all'ingresso e l'altro alla batteria.

C'è cortocircuito di ingresso quando la tensione di uscita scende sotto 1V, il FET di ingresso Q1 viene interdetto (figura 3.6). Durante il cortocircuito di ingresso viene sostituito al carico una resistenza da  $500\Omega$  di pull-up. Per uscire dallo stato di cortocircuito la resistenza di carico deve essere alzata in modo che  $R_{load} > \frac{1V}{V_{in} - V_{out}} \cdot 500\Omega$  per far sì che, attraverso la resistenza di pull-up, la tensione di uscita vada al di sopra di 1V ed il FET rientri in conduzione.

In presenza di un carico che tenga  $V_{out}$  al di sotto di  $V_{batt}$  di 200 mV o più, si dichiara short circuit, il FET Q2 viene interdetto (figura 3.6). Questa condizione può essere ammorbidita collegando un condensatore sul piedino DPPM. Per uscire dal *short circuit mode* bisogna disconnettere il carico. C'è infatti una corrente da 10mA che scorre dalla batteria verso l'uscita, quando il carico viene ridotto (cioè alzata la resistenza) l'uscita torna ad avvicinarsi alla tensione di batteria a meno di 200 mV, ed il FET ritorna in conduzione. Se il corto viene rimosso ma il carico è ancora troppo grande, il *short circuit mode* può essere inabilitato per poco tempo, basta pulsare il pin DPPM al di sotto di 1V anche solo per pochi  $\mu$ s.

Questo *short circuit mode* è stato progettato specialmente per l'istante di *power-up* del sistema, cioè quando si inserisce la batteria; in questo caso infatti la tensione  $V_{batt}$  cresce molto più velocemente della tensione  $V_{out}$  (che deve assecondare il carico) e quindi verrà soddisfatta la condizione di cortocircuito  $V_{out} < V_{bat} - 200\text{mV}$  qualunque sia la capacità all'uscita (di carico). Quindi ci si troverebbe bloccati in condizione di cortocircuito, per evitare questo si collega un condensatore tra il piedino DPPM e massa in modo tale da rallentare il tempo di salita della tensione  $V_{DPPM}$  durante il *power-up*, ritardando così la commutazione verso il *short circuit mode*. Non bisogna però eccedere con il valore di questa capacità perché un ritardo eccessivo, qualora il carico fosse davvero in corto, permetterebbe il passaggio di correnti non limitate portando al danneggiamento dell'integrato. Il valore di capacità consigliato è di 1 a 10 nF. Si nota che il tempo di salita della  $V_{DPPM}$  è funzione della sorgente interna di 100  $\mu$ A, della resistenza DPPM e dal condensatore aggiunto di cui prima.

### 3.7.20 Tensione di riferimento $V_{ref}$

La tensione  $V_{ref}$  è utilizzata come riferimento interno e vale tipicamente 3,3 V. Inoltre essa può essere utilizzata per disabilitare il timer di sicurezza collegando il piedino TMR a  $V_{ref}$  appunto, come già descritto nella sezione 3.7.11 nella pagina 91 che parla del timer di sicurezza. Se viene usata per la compensazione interna deve essere collegato un condensatore ceramico di valore almeno pari a 0,1  $\mu$ F ma comunque inferiore a 1  $\mu$ F.

### 3.7.21 Scelta dei condensatori esterni

Nella maggioranza dei casi si usa solo un condensatore per disaccoppiare le alte frequenze in ingresso, basta un condensatore ceramico di circa 0,1  $\mu$ F tra l'ingresso ed il piedino VSS. E' inoltre necessario un condensatore in uscita per garantire la stabilità dell'anello. In questo caso si può utilizzare un ceramico da 0,1  $\mu$ F collegato tra piedino OUT e massa. Infine è raccomandabile mettere un condensatore di almeno 33  $\mu$ F in parallelo alla batteria.

### 3.8 Test del BQ24070

Il package su cui si lavora può essere visto in figura 3.45. In essa si vede la disposizione esatta dei 20 piedini disponibili del BQ24070.

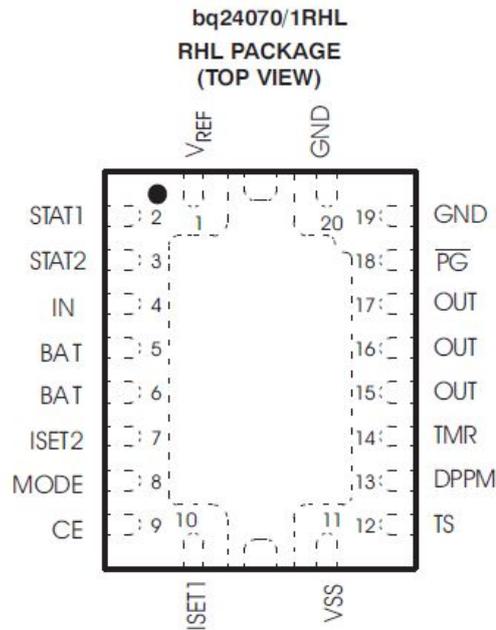


Figura 3.45: Schema del package del BQ24070

Mentre il circuito sul quale ci si basa per il test dell'integrato è quello rappresentato in figura 3.46 nella pagina successiva.

Come si può vedere in figura il piedino IN in ingresso all'integrato è quello a cui andranno collegati i pannelli solari, per il test useremo un generatore di tensione, con in parallelo un condensatore da  $10\mu\text{F}$  (per la scelta del componente vedere la sezione 3.7.21 a fronte). Mentre come carico useremo un carico programmabile manualmente che può essere visto nella figura ?? nella pagina ?? fornito da ... e con le seguenti caratteristiche

Il piedino GND in ingresso va collegato alla massa del sistema.

Il piedino TMR è quello relativo ai timer di sicurezza. Tra esso e massa va collegata la resistenza  $R_{TMR}$  che determina la durata dei timer di sicurezza per la carica della batteria. In particolare determina la lunghezza del periodo di tempo  $t_{chg}$ , se il tempo di carica della batteria supera  $t_{chg}$  la carica della batteria viene fermata e si va in stato di FAULT. Il calcolo di  $R_{TMR}$  quindi va fatto utilizzando la seguente formula:

$$t_{chg} = K_{TMR} \cdot R_{TMR}$$

dove  $K_{TMR}$  assume un valore tipico di  $0,360 \text{ s}/\Omega$  [14]. In ogni caso come già esposto nella sezione 3.7.11 nella pagina 91 il timer di sicurezza ver-

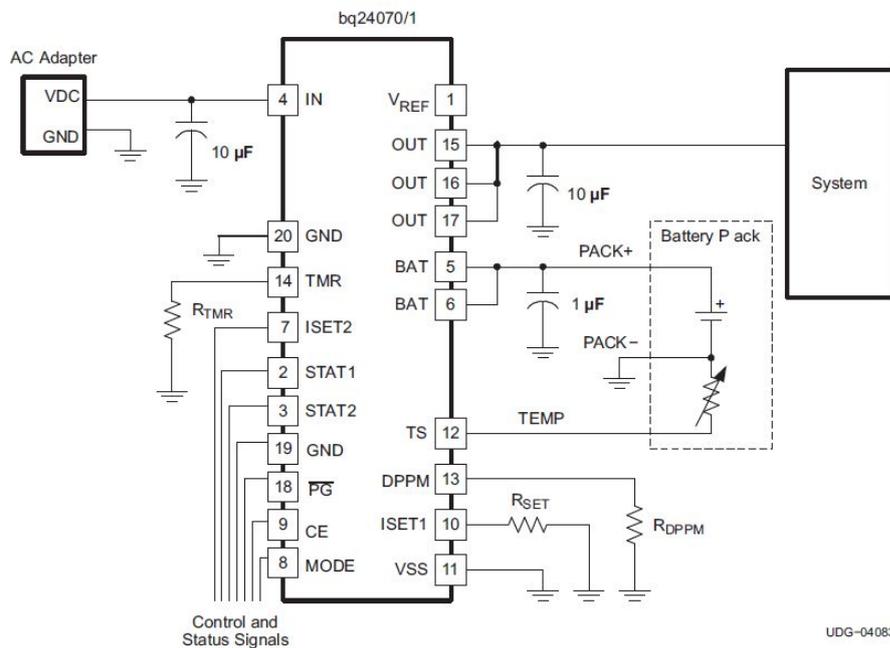


Figura 3.46: Circuito di funzionamento del BQ24070

rà disabilitato eliminando la resistenza  $R_{TMR}$  e collegando direttamente il piedino TMR al piedino VREF che fornisce un riferimento di tensione interno all'integrato.

Il piedino ISET2 nel nostro caso, cioè di piedino MODE tenuto alto a significare che si lavora con sorgente in continua non USB, regola la *charge rate* della batteria. Quando esso è alto la *charge rate* è pari a quella selezionata dall'utente tramite  $R_{set}$ , altrimenti con ISET2 si avrà una *charge rate* dimezzata rispetto a quella scelta. Nel nostro caso quindi è conveniente tenere il piedino in stato alto.

I piedini STAT1 e STAT2 in uscita dal BQ24070 forniscono al sottosistema OBDH & HK informazioni riguardanti lo stato della carica della batteria. Per una tabella dei diversi stati assunti da questi piedini fare riferimento alla tabella 3.1 nella pagina 92. Nel nostro caso, poiché il microcontrollore non ha a disposizione altri interrupt, sarà necessario fornire l'informazione riguardante lo stato della carica della batteria per via analogica, il microcontrollore, tramite un comparatore, sarà in grado di decidere se la batteria è carica oppure scarica. Tale segnale analogico, che deve avere una dinamica compresa tra gli 0 ed i 3,3 V, può comunque essere ricavato dal piedino STAT1 che nella pratica è quello che è in grado di determinare se la batteria è carica oppure scarica.

Il piedino PG dice se effettivamente i pannelli solari stanno fornendo una tensione superiore a quella di batteria. Per maggiori informazioni vedere la

sezione 3.7.15 nella pagina 92.

Il piedino CE in ingresso e proveniente dal microcontrollore deve essere tenuto alto, esso rappresenta l'abilitazione o la disabilitazione dell'integrato. Nel caso di CE basso si va in stato di sleep. Per risolvere i problemi di *power-up* legati a questo piedino vedere la sezione 3.7.13 nella pagina 92.

Il piedino MODE determina il tipo di sorgente utilizzata, nel nostro caso va tenuto sempre alto per indicare che non si utilizza una connessione USB per la sorgente.

I piedini OUT vanno collegati al resto del satellite con in parallelo un condensatore di 10  $\mu\text{F}$ , per la scelta del componente vedere la sezione 3.7.21 nella pagina 94.

I piedini BAT vanno collegati al morsetto positivo della batteria con in parallelo un condensatore da 1  $\mu\text{F}$  scelto come indicato nella sezione 3.7.21 nella pagina 94.

Il piedino TS serve per la rilevazione della temperatura della batteria. Il piedino internamente è collegato ad un generatore di corrente ed a due comparatori di soglia. Il generatore di corrente serve per la misura della temperatura che viene effettuata tramite un termistore NTC che deve essere a contatto con l'accumulatore. Inoltre, per ampliare il range di temperatura ammesso dall'integrato va collegato un partitore di resistenze in serie con il termistore come si può vedere nella figura 3.44 nella pagina 89. Le due soglie interne sono pari a  $V_{Htf}$  2,5 V e  $V_{Ltf} = 0,5$  V, mentre la corrente da far scorrere sul termistore è pari a  $I_{TS} = 100$   $\mu\text{A}$ . Basterà fare sì che il valore di resistenza fornito dal termistore alla temperatura più bassa, moltiplicato per  $I_{TS}$  e per il fattore di scalamento introdotto dalle resistenze di partitore  $\frac{R_{T2}}{R_{T1}+R_{T2}}$ , sia pari a  $V_{Ltf}$ ; analogamente per la soglia di temperatura alta.

Il piedino DPPM è quello che determina la soglia di tensione alla quale scatta il modo di funzionamento Dynamic Power Path Management. Esso va collegato a massa tramite la resistenza  $R_{DPPM}$  che determina appunto il valore di suddetta soglia. La soglia è data da

$$V_{DPPM-set} = I_{DPPM} \cdot R_{DPPM}$$

dove  $I_{DPPM}$  è data da una sorgente interna di corrente ed è pari a 100  $\mu\text{A}$ , mentre  $V_{DPPM-set}$  può variare tra 2,6 e 3,8 V, con la condizione che non superi la tensione d'uscita. Si ricorda quindi che la vera e propria soglia, cioè la tensione  $V_{DPPM-reg}$  va calcolata moltiplicando  $V_{DPPM-set}$  per SF fattore di scalaggio pari a 1,150. Negli esempi viene scelta una tensione  $V_{DPPM-set}$  pari a 3,7 V, ottenendo una soglia di DPPM  $V_{DPPM-reg}$  pari a 4,26 V. per avere un tale valore la resistenza  $R_{DPPM}$  deve essere scelta pari a 37k $\Omega$ .

Infine il piedino ISET1 che determina la *current rate* per la carica della batteria, e le soglie di fine precarica e di fine carica. Esso va collegato a massa tramite la resistenza  $R_{set}$ . Per determinare la resistenza  $R_{set}$  corrispondente

alla *charge rate* desiderata si consideri la formula

$$I_{O(out)} = \frac{V_{set} \cdot K_{set}}{R_{set}}$$

considerando che  $K_{set}$  sarà compreso tra 375 e 450 con un valore tipico di 425, e che  $V_{set}$ , da datasheet, vale circa 2,5V. La corrente fornita dalle nostre celle si aggirerà al massimo intorno ai 500 mA; scegliendo la corrente di carica circa pari alla completa capacità in corrente delle celle, lasciando che il DPPM si incarichi di gestire la corretta distribuzione della corrente tra carica della batteria e satellite, vedi sezione 3.7.3 nella pagina 84, si avrà che per una  $I_{O(out)}$  pari a 0,5 A, si ricava una  $R_{set}$  pari a 2125  $\Omega$ . Questa scelta determina una corrente di precarica  $I_{O(prechg)}$  pari a 50mA. Ed una soglia di corrente per la terminazione della carica  $I_{term}$  pari anch'essa a 50 mA. Per approfondimenti su questi valori e le formule per ricavarli consultare le sezioni 3.7.7,3.7.8 e 3.7.12.

### 3.8.1 Utilizzo dell' Evaluation Module per il BQ24070

Il primo test del BQ24070 è stato eseguito utilizzando un *evaluation module* specialmente progettato della Texas per il collaudo dell'integrato. E' ovvio che molte delle scelte che venivano descritte nel paragrafo precedente, nel caso della *evaluation board*, sono vincolate, non è infatti riservata all'utente molta flessibilità per il test dell'integrato. Sarà nostro compito cercare di rendere il più flessibile possibile il test ottenere delle informazioni utili ai nostri scopi.

La scelta dei progettisti è quella di avere un modulo completamente funzionante e con quasi tutti i parametri vincolati [15]. La corrente massima erogabile dall'integrato è infatti fissata a 1,5 A mentre la corrente di ricarica ha un valore default pari a 1 A. Anche il range di tensioni per la sorgente in continua viene ridotto, si potrà dunque utilizzare una sorgente che garantisca una tensione continua compresa tra 4,8 e 6,5 V, con un valore consigliato pari a  $5,25 \pm 0,25$  V. Il tutto è pensato per effettuare il test senza complicazioni, gli unici strumenti necessari saranno un generatore di tensione, un oscilloscopio e tre tester, una resistenza di carico di valore compreso tra 10 e 30  $\Omega$  ed ovviamente la batteria Li-Ion da ricaricare. La configurazione circuitale suggerita per il collaudo può essere consultata in figura 3.47 a fronte.

La scheda è dotata di tre LED, due collegati ai piedini STAT1 e STAT2 per conoscere lo stato della carica della batteria (consultare la tabella 3.1 nella pagina 92 per conoscere i diversi stati previsti), ed un altro collegato al piedino PG (Power Good, sezione 3.7.15 nella pagina 92) che indica la presenza di una sorgente valida o meno. Per quanto riguarda quest'ultimo la luce spenta indica la mancanza di una sorgente valida e quindi che l'integrato integrato si trova in *sleep mode*.



5,25 Vusati per il test.

Restano inoltre da testare le funzionalità di monitoraggio della temperatura e di protezione da cortocircuito, che non sono incluse nelle proposte della Texas.

## A Tempi di accesso e di attesa OBR

Simulazioni dei tempi di accesso ed attesa della radio ottenuti con STK. Si riportano solo la prima settimana ed i valori massimi minimi e medi, ricordando che la simulazione è stata fatta su un periodo di un anno.

Satellite AtmoCube To Facility OATS: Access Summary Report			
Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
1	2 Oct 2010 00:12:21.635	2 Oct 2010 00:17:09.087	287.452
2	2 Oct 2010 07:23:13.551	2 Oct 2010 07:31:29.926	496.374
3	2 Oct 2010 09:07:39.596	2 Oct 2010 09:19:15.243	695.647
4	2 Oct 2010 22:32:04.948	2 Oct 2010 22:33:55.776	110.828
5	3 Oct 2010 00:16:06.318	3 Oct 2010 00:20:13.667	247.349
6	3 Oct 2010 07:26:13.278	3 Oct 2010 07:35:47.695	574.417
7	3 Oct 2010 09:11:09.014	3 Oct 2010 09:22:27.981	678.967
8	3 Oct 2010 22:34:13.617	3 Oct 2010 22:38:13.943	240.326
9	4 Oct 2010 00:20:09.814	4 Oct 2010 00:23:04.133	174.319
10	4 Oct 2010 07:29:19.503	4 Oct 2010 07:39:53.675	634.172
11	4 Oct 2010 09:14:44.204	4 Oct 2010 09:25:30.187	645.982
12	4 Oct 2010 22:36:58.410	4 Oct 2010 22:41:59.887	301.477
13	5 Oct 2010 07:32:30.568	5 Oct 2010 07:43:49.577	679.009
14	5 Oct 2010 09:18:26.990	5 Oct 2010 09:28:20.028	593.038
15	5 Oct 2010 22:39:59.123	5 Oct 2010 22:45:33.898	334.776
16	6 Oct 2010 05:53:31.917	6 Oct 2010 05:55:52.869	140.951
17	6 Oct 2010 07:35:45.723	6 Oct 2010 07:47:36.239	710.517
18	6 Oct 2010 09:22:20.987	6 Oct 2010 09:30:53.870	512.883
19	6 Oct 2010 22:43:11.490	6 Oct 2010 22:49:00.362	348.872

20	7 Oct 2010 05:55:32.461	7 Oct 2010 06:01:26.352	353.891
21	7 Oct 2010 07:39:04.673	7 Oct 2010 07:51:14.048	729.375
22	7 Oct 2010 09:26:35.108	7 Oct 2010 09:33:02.710	387.602
23	7 Oct 2010 22:46:34.116	7 Oct 2010 22:52:20.823	346.706
24	8 Oct 2010 05:58:16.310	8 Oct 2010 06:06:11.134	474.824
25	8 Oct 2010 07:42:27.447	8 Oct 2010 07:54:41.905	734.458
26	8 Oct 2010 09:32:02.898	8 Oct 2010 09:33:52.911	110.013
27	8 Oct 2010 22:50:06.926	8 Oct 2010 22:55:35.541	328.615
28	9 Oct 2010 06:01:13.473	9 Oct 2010 06:10:37.118	563.645
29	9 Oct 2010 07:45:54.344	9 Oct 2010 07:57:59.862	725.518
30	9 Oct 2010 21:09:16.792	9 Oct 2010 21:12:48.230	211.438
31	9 Oct 2010 22:53:51.059	9 Oct 2010 22:58:43.575	292.516
32	10 Oct 2010 06:04:18.106	10 Oct 2010 06:14:50.133	632.026
33	10 Oct 2010 07:49:26.000	10 Oct 2010 08:01:08.684	702.685
34	10 Oct 2010 21:11:46.309	10 Oct 2010 21:16:47.930	301.621
35	10 Oct 2010 22:57:50.173	10 Oct 2010 23:01:41.515	231.342
36	11 Oct 2010 06:07:27.966	11 Oct 2010 06:18:52.495	684.529
37	11 Oct 2010 07:53:03.518	11 Oct 2010 08:04:07.129	663.611
38	11 Oct 2010 21:14:37.212	11 Oct 2010 21:20:30.220	353.008
39	11 Oct 2010 23:02:20.874	11 Oct 2010 23:04:13.008	112.134
40	12 Oct 2010 06:10:42.015	12 Oct 2010 06:22:41.621	719.606
41	12 Oct 2010 07:56:48.859	12 Oct 2010 08:06:53.100	604.241
42	12 Oct 2010 21:17:41.308	12 Oct 2010 21:24:03.396	382.088
43	13 Oct 2010 04:30:49.343	13 Oct 2010 04:35:46.987	297.643
44	13 Oct 2010 06:13:59.785	13 Oct 2010 06:26:23.009	743.225
45	13 Oct 2010 08:00:45.873	13 Oct 2010 08:09:22.598	516.725
46	13 Oct 2010 21:20:55.938	13 Oct 2010 21:27:30.253	394.315
47	14 Oct 2010 04:33:24.807	14 Oct 2010 04:40:45.901	441.094
48	14 Oct 2010 06:17:21.145	14 Oct 2010 06:29:56.531	755.386
49	14 Oct 2010 08:05:04.268	14 Oct 2010 08:11:25.891	381.623
50	14 Oct 2010 21:24:20.146	14 Oct 2010 21:30:51.916	391.770

---

Access report - global statistics				
Statistic	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
Min Duration	1402	2 Oct 2011 05:23:07.353	2 Oct 2011 05:23:32.170	24.817
Max Duration	133	3 Nov 2010 02:09:21.823	3 Nov 2010 02:22:45.469	803.645
Mean Duration				470.312
Total Duration				701705.470

---

Tabella A.1: Access Report - Global statistics

---

Satellite AtmoCube To Facility OATS: Gaps Summary Report

---

Gap	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
1	1 Oct 2010 12:00:00.000	2 Oct 2010 00:12:21.635	43941.635
2	2 Oct 2010 00:17:09.087	2 Oct 2010 07:23:13.551	25564.464
3	2 Oct 2010 07:31:29.926	2 Oct 2010 09:07:39.596	5769.670
4	2 Oct 2010 09:19:15.243	2 Oct 2010 22:32:04.948	47569.705
5	2 Oct 2010 22:33:55.776	3 Oct 2010 00:16:06.318	6130.542
6	3 Oct 2010 00:20:13.667	3 Oct 2010 07:26:13.278	25559.611
7	3 Oct 2010 07:35:47.695	3 Oct 2010 09:11:09.014	5721.319
8	3 Oct 2010 09:22:27.981	3 Oct 2010 22:34:13.617	47505.636
9	3 Oct 2010 22:38:13.943	4 Oct 2010 00:20:09.814	6115.871
10	4 Oct 2010 00:23:04.133	4 Oct 2010 07:29:19.503	25575.370
11	4 Oct 2010 07:39:53.675	4 Oct 2010 09:14:44.204	5690.529
12	4 Oct 2010 09:25:30.187	4 Oct 2010 22:36:58.410	47488.223
13	4 Oct 2010 22:41:59.887	5 Oct 2010 07:32:30.568	31830.681
14	5 Oct 2010 07:43:49.577	5 Oct 2010 09:18:26.990	5677.413
15	5 Oct 2010 09:28:20.028	5 Oct 2010 22:39:59.123	47499.095
16	5 Oct 2010 22:45:33.898	6 Oct 2010 05:53:31.917	25678.019
17	6 Oct 2010 05:55:52.869	6 Oct 2010 07:35:45.723	5992.854
18	6 Oct 2010 07:47:36.239	6 Oct 2010 09:22:20.987	5684.748
19	6 Oct 2010 09:30:53.870	6 Oct 2010 22:43:11.490	47537.620
20	6 Oct 2010 22:49:00.362	7 Oct 2010 05:55:32.461	25592.099
21	7 Oct 2010 06:01:26.352	7 Oct 2010 07:39:04.673	5858.321
22	7 Oct 2010 07:51:14.048	7 Oct 2010 09:26:35.108	5721.060
23	7 Oct 2010 09:33:02.710	7 Oct 2010 22:46:34.116	47611.406
24	7 Oct 2010 22:52:20.823	8 Oct 2010 05:58:16.310	25555.488
25	8 Oct 2010 06:06:11.134	8 Oct 2010 07:42:27.447	5776.313
26	8 Oct 2010 07:54:41.905	8 Oct 2010 09:32:02.898	5840.993
27	8 Oct 2010 09:33:52.911	8 Oct 2010 22:50:06.926	47774.015
28	8 Oct 2010 22:55:35.541	9 Oct 2010 06:01:13.473	25537.933
29	9 Oct 2010 06:10:37.118	9 Oct 2010 07:45:54.344	5717.226
30	9 Oct 2010 07:57:59.862	9 Oct 2010 21:09:16.792	47476.930
31	9 Oct 2010 21:12:48.230	9 Oct 2010 22:53:51.059	6062.828
32	9 Oct 2010 22:58:43.575	10 Oct 2010 06:04:18.106	25534.532

33	10 Oct 2010 06:14:50.133	10 Oct 2010 07:49:26.000	5675.867
34	10 Oct 2010 08:01:08.684	10 Oct 2010 21:11:46.309	47437.624
35	10 Oct 2010 21:16:47.930	10 Oct 2010 22:57:50.173	6062.243
36	10 Oct 2010 23:01:41.515	11 Oct 2010 06:07:27.966	25546.451
37	11 Oct 2010 06:18:52.495	11 Oct 2010 07:53:03.518	5651.022
38	11 Oct 2010 08:04:07.129	11 Oct 2010 21:14:37.212	47430.083
39	11 Oct 2010 21:20:30.220	11 Oct 2010 23:02:20.874	6110.654
40	11 Oct 2010 23:04:13.008	12 Oct 2010 06:10:42.015	25589.007
41	12 Oct 2010 06:22:41.621	12 Oct 2010 07:56:48.859	5647.238
42	12 Oct 2010 08:06:53.100	12 Oct 2010 21:17:41.308	47448.208
43	12 Oct 2010 21:24:03.396	13 Oct 2010 04:30:49.343	25605.948
44	13 Oct 2010 04:35:46.987	13 Oct 2010 06:13:59.785	5892.798
45	13 Oct 2010 06:26:23.009	13 Oct 2010 08:00:45.873	5662.864
46	13 Oct 2010 08:09:22.598	13 Oct 2010 21:20:55.938	47493.340
47	13 Oct 2010 21:27:30.253	14 Oct 2010 04:33:24.807	25554.554
48	14 Oct 2010 04:40:45.901	14 Oct 2010 06:17:21.145	5795.244
49	14 Oct 2010 06:29:56.531	14 Oct 2010 08:05:04.268	5707.737
50	14 Oct 2010 08:11:25.891	14 Oct 2010 21:24:20.146	47574.255
51	14 Oct 2010 21:30:51.916	15 Oct 2010 04:36:18.683	25526.767

---

Gaps report - global statistics				
Statistic	Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
Min Duration	124	1 Nov 2010 02:15:21.097	1 Nov 2010 03:48:49.131	5608.0
Max Duration	657	14 Mar 2011 15:28:04.198	15 Mar 2011 13:41:25.301	80001.1
Mean Duration				22504.4
Total Duration				33599094.5

---

Tabella A.2: Gaps report - Global statistics

## B Modello .mdl di AtmoCube

Listato del file .mdl modello di AtmoCube utilizzato per le simulazioni con STK 9 dell'energia erogata dai pannelli solari

```
comment Niccolò de Milleri 12/08/09 Modello di AtmoCube
```

```
    Comment faccia1 del satellite
Component MainBoxBk
Polygon
FaceColor
translate 0 0 0
NumVerts 4
Data
0 0 0
0 1 0
0 1 1
0 0 1
EndPolygon
EndComponent
```

```
    Component MainBoxFt
Polygon
FaceColor
translate 1 0 0
NumVerts 4
Data
0 0 0
0 1 0
0 1 1
0 0 1
EndPolygon
EndComponent
```

```

Component MainBox1
Polygon
FaceColor
translate 0 0 0
NumVerts 4
Data
0 0.065 0
1 0.065 0
1 0.935 0
0 0.935 0
EndPolygon
EndComponent
Comment notare che viene tagliato un pezzo per mettere
comment le rotaie per questo si parte da 0.065 e 0.935
comment tratto dai disegni della tesi di pendalo

```

```

Component MainBox2
refer
translate 0 0 1
component MainBox1
endrefer
EndComponent

```

```

Component MainBox3
Polygon
FaceColor
translate 0 0 0
NumVerts 4
Data
0 0 0.065
1 0 0.065
1 0 0.935
0 0 0.935
EndPolygon
EndComponent

```

```

Component MainBox4
refer
translate 0 1 0
component MainBox3
endrefer
EndComponent

```

Comment cubicini sporgenti che fanno parte della rotaia ed hanno i kill

```
switches
Component cuadraditoBk1
Polygon
Facecolor red
numverts 4
Data
-0.065 0 0
-0.065 0.065 0
-0.065 0.065 0.065
-0.065 0 0.065
EndPolygon
EndComponent
```

```
Component cuadraditoBk2
Polygon
Facecolor
numverts 4
Data
0 0 0
0 0.065 0
-0.065 0.065 0
-0.065 0 0
EndPolygon
EndComponent
```

```
Component cuadraditoBk3
Polygon
Facecolor
numverts 4
Data
0 0 0
0 0 0.065
-0.065 0 0.065
-0.065 0 0
EndPolygon
EndComponent
```

```
Component cuadraditoBk4
refer
translate 0 0.065 0
component cuadraditoBk3
endrefer
EndComponent
```

Component cuadraditoBk5  
refer  
translate 0 0 0.065  
component cuadraditoBk2  
endrefer  
EndComponent

Component cubitoBk  
Refer  
Component cuadraditoBk1  
EndRefer

Refer  
Component cuadraditoBk2  
EndRefer  
Refer  
Component cuadraditoBk3  
EndRefer  
Refer  
Component cuadraditoBk4  
EndRefer  
Refer  
Component cuadraditoBk5  
EndRefer

EndComponent

Component cubitoBk1  
Refer  
Translate 0 0.935 0  
component cubitoBk  
Endrefer  
endcomponent

Comment 2 cubetti  
Component 2cubitosBk  
Refer  
component cubitoBk  
endrefer  
Refer  
component cubitoBk1  
Endrefer  
Endcomponent

```
comment 4 cubetti poi verranno ruotati e traslati per la faccia di sopra
nel root AtmoCube alla
fine
Component 4cubitosBk
refer
component 2cubitosBk
endrefer
refer
translate 0 0 0.935
component 2cubitosBk
endrefer
endcomponent
```

```
comment rotaia
Component riel
polygon
Facecolor
numverts 4
Data
-0.065 0 0
1.065 0 0
1.065 0.065 0
-0.065 0.065 0
endpolygon
endcomponent
```

```
Component 2rieles
refer
component riel
endrefer
refer
translate 0 0.935 0
component riel
endrefer
endcomponent
```

```
comment pannelli solari, il 27.0 è l'efficienza tratta dal datasheet
SolarPanelGroup rettangolo 27.0
```

```
Component slrpn1
SolarPanel rettangolo
polygon
facecolor black
numverts 4
```

```

Data
0.0708 0.1513 -0.002
0.0708 0.4693 -0.002
0.2258 0.4693 -0.002
0.2258 0.1513 -0.002
endpolygon
comment i -0.002 sono lo spessore dei pannelli (dal datasheet)
endcomponent

component pnlbase
refer
rotate 0 90 0
translate 0 0 0.2966 comment altezza pannello + 2 * (dist del borde) con
dist del borde 0.0708
component slrpnl
endrefer
endcomponent
comment spaz vert 1.967 cm x tre pannelli, 0,07946666666666666666666666666667
per 4 pannelli
component metapnlbase
refer
component pnlbase
endrefer
refer
translate 0 0 0.23446666666666666666666666666667
component pnlbase
endrefer
refer
translate 0 0 0.468933333333333333333333333333267
component pnlbase
endrefer
refer
translate 0 0 0.70339999999999999999999999999998
component pnlbase
endrefer
endcomponent

component pnlbase
refer
component metapnlbase
endrefer
refer
translate 0 0.3793 0
component metapnlbase

```

endrefer  
endcomponent

comment lo commento xké probabilmente AtmoCube avrà pannelli solo su  
una delle due basi  
comment component pmlibasetapa  
comment refer  
comment component pmlibase  
comment endrefer  
comment refer  
comment rotate 0 180 0  
comment translate 1.004 0 1 comment piu 2\*spessore pannelli  
comment component pmlibase  
comment endrefer  
comment endcomponent

comment spazio per i pannelli 82\*90 mm spaziatura verticale tra pannel-  
li 2.08mm ed orizzontale 6,13 mm  
comment da AtmoCube System budget  
Component metaslrpnl  
refer  
component slrpnl  
endrefer  
refer  
translate 0.1758 0 0  
component slrpnl  
endrefer  
refer  
translate 0.3516 0 0  
component slrpnl  
endrefer  
refer  
translate 0.5274 0 0  
component slrpnl  
endrefer  
refer  
translate 0.7032 0 0  
component slrpnl  
endrefer  
endcomponent

component pannello  
refer  
component metaslrpnl

```
endrefer
refer
translate 0 0.3793 0
component metaslrpnl
endrefer
endcomponent
```

```
component pannelli
refer
component pannello
endrefer
refer
rotate -90 0 0
translate 0 0 1
component pannello
endrefer
refer
rotate 180 0 0
translate 0 1 1
component pannello
endrefer
comment refer
comment rotate 90 0 0
comment translate 0 1 0
comment component pannello
commentendrefer
endcomponent
```

```
Component Atmo
Refer
Component MainBoxFt
EndRefer
Refer
Component MainBoxBk
EndRefer
Refer
Component MainBox1
EndRefer
Refer
Component MainBox2
EndRefer
Refer
Component MainBox3
EndRefer
```

```
Refer
Component MainBox4
EndRefer
comment sporgenze delle rotaie
Refer
component cubitoBk
endrefer
Refer
Component cubitoBk1
EndRefer
Refer
component 4cubitosBk
Endrefer
Refer
rotate 0 180 0
translate 1 0 1
component 4cubitosBk
Endrefer
```

```
comment rotaie
refer
component 2rieles
endrefer
refer
translate 0 0 1
component 2rieles
endrefer
refer
rotate 90 0 0
component 2rieles
endrefer
refer
rotate 90 0 0
translate 0 1 0
component 2rieles
endrefer
```

```
comment pannelli solari
refer
component pannelli
endrefer
refer
component pnilbase
endrefer
```

EndComponent

component AtmoCube

refer

Uniformscale 0.1

rotate 0 0 90

translate 0.05 -0.05 -0.05

comment traslazione x centrarlo sul centro geometrico

component atmo

endrefer

endcomponent

component Atmoatmo

root

refer

rotate 0 0 0

component AtmoCube

endrefer

endcomponent

## C Grafici della potenza disponibile

Grafici della potenza erogata dai pannelli durante 12 mesi ottenuti con STK 6

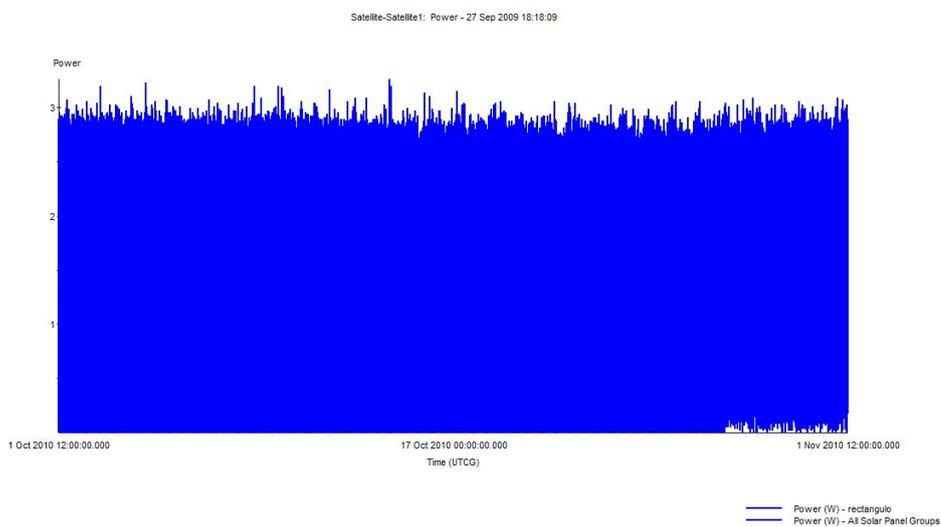


Figura C.1: Potenza disponibile - ottobre

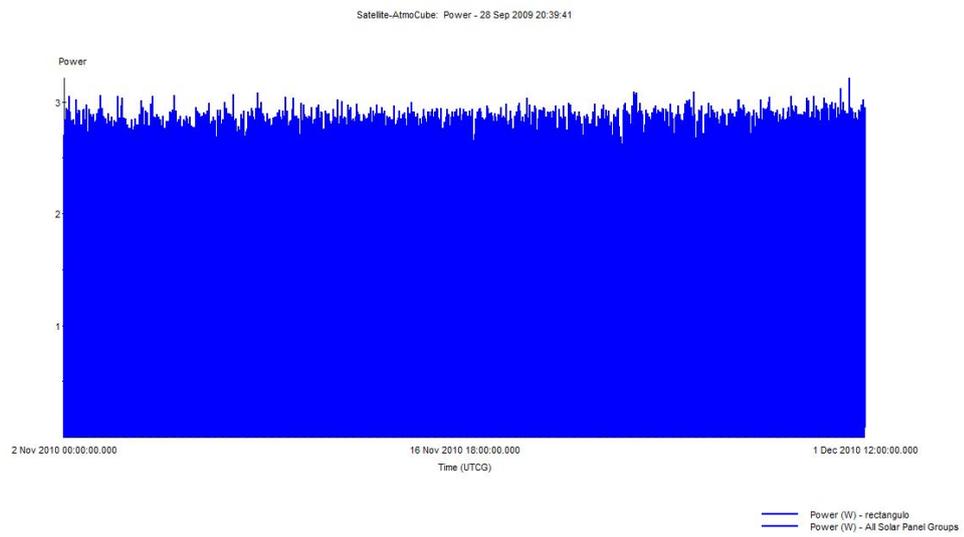


Figura C.2: Potenza disponibile - novembre

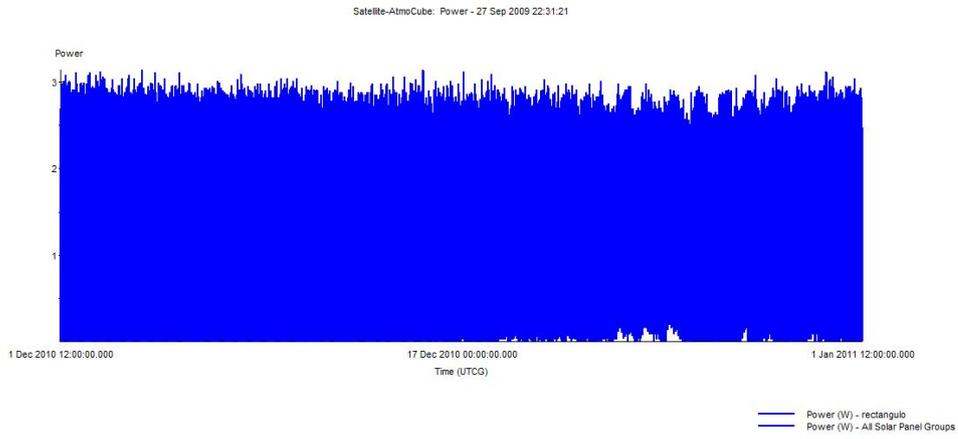


Figura C.3: Potenza disponibile - dicembre

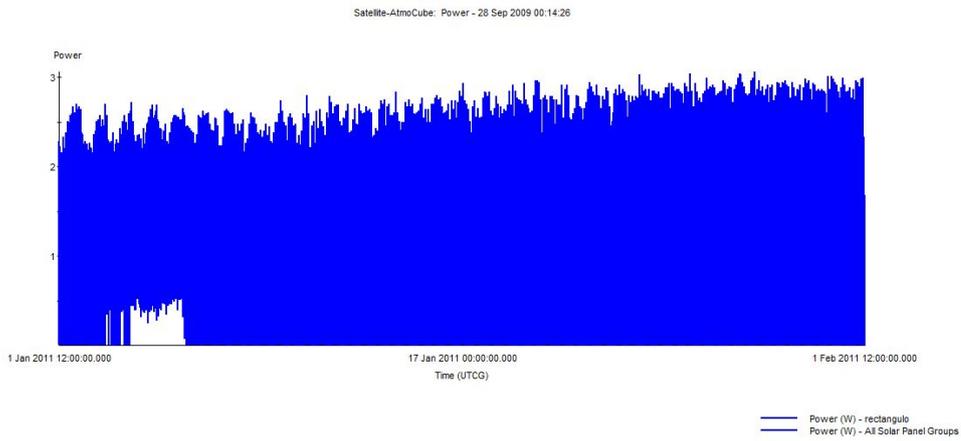


Figura C.4: Potenza disponibile - gennaio

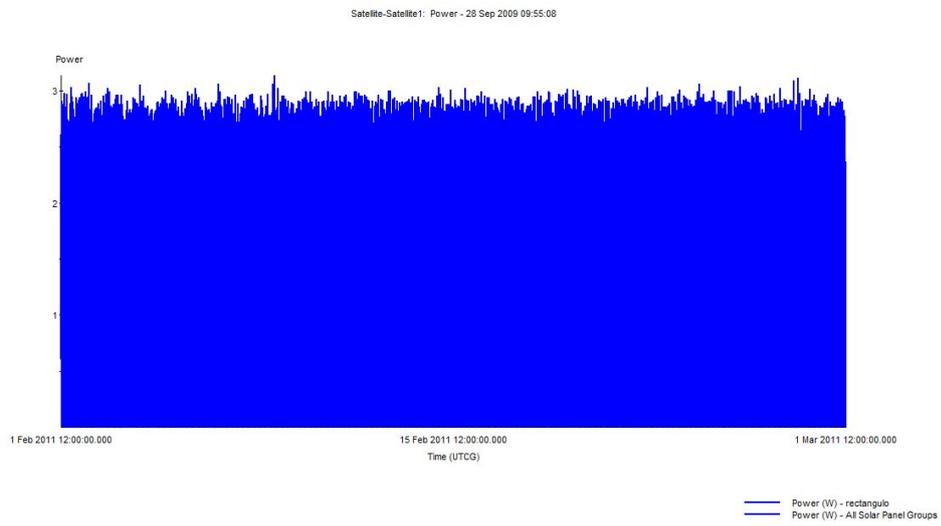


Figura C.5: Potenza disponibile - febbraio

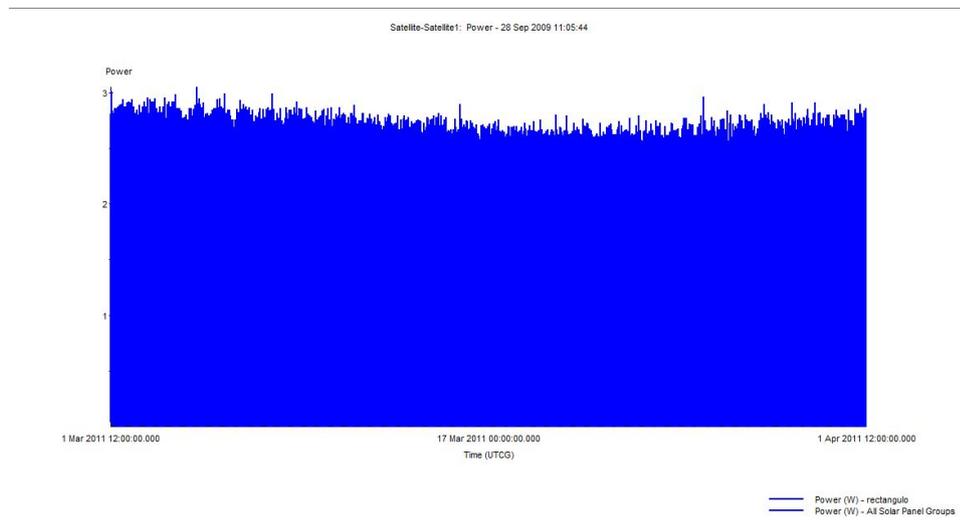


Figura C.6: Potenza disponibile - marzo

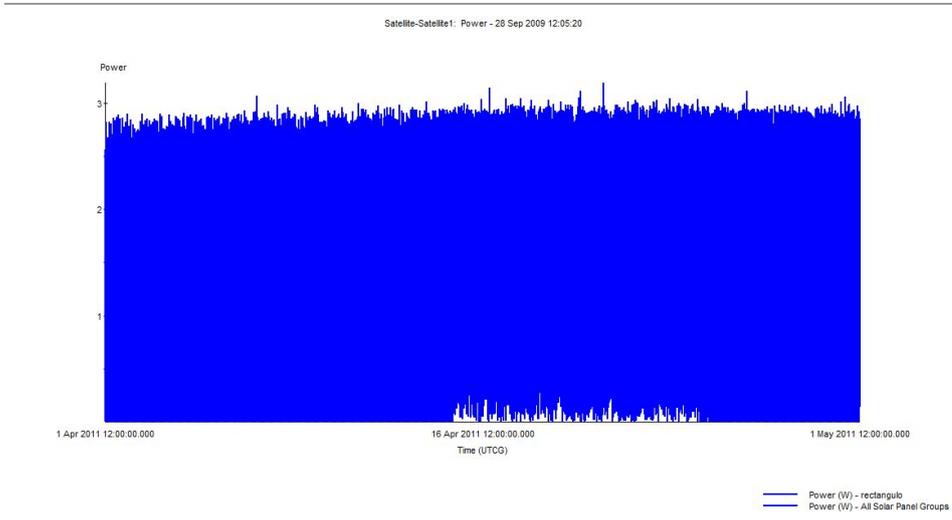


Figura C.7: Potenza disponibile - aprile

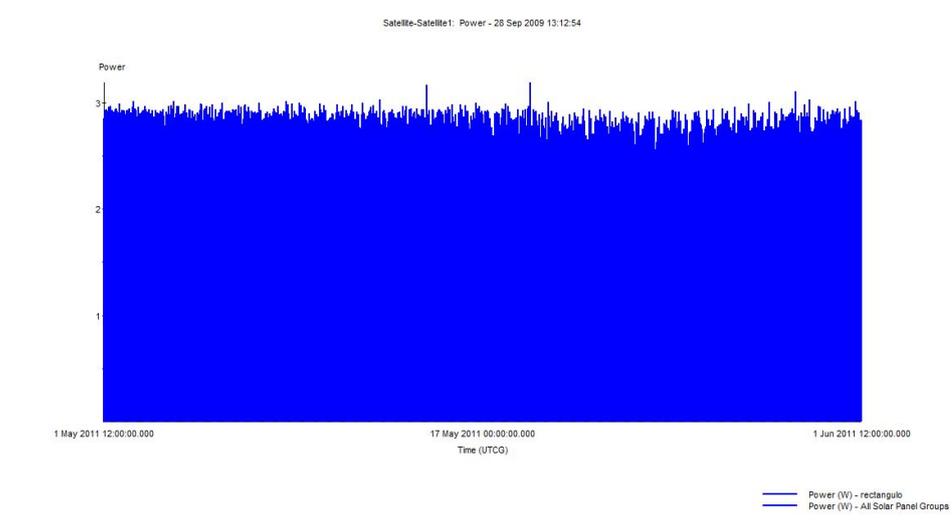


Figura C.8: Potenza disponibile - maggio

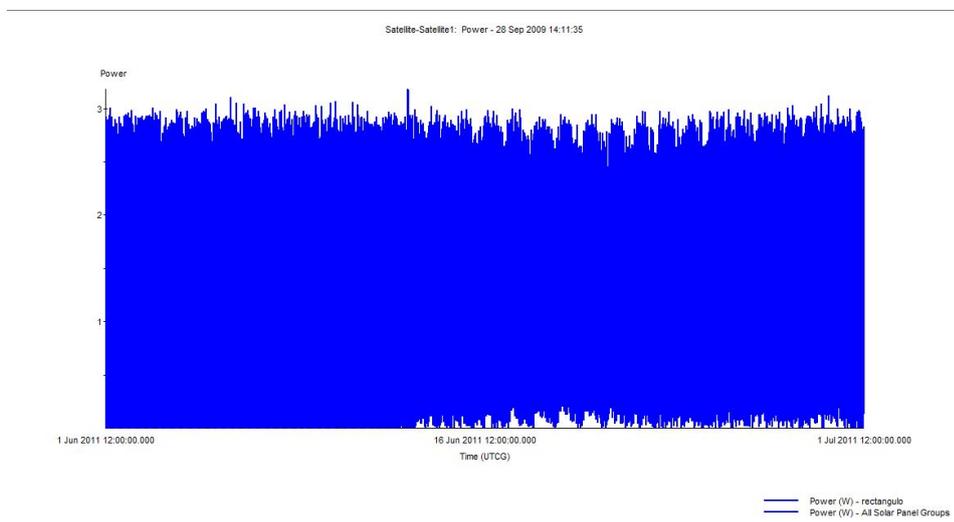


Figura C.9: Potenza disponibile - giugno

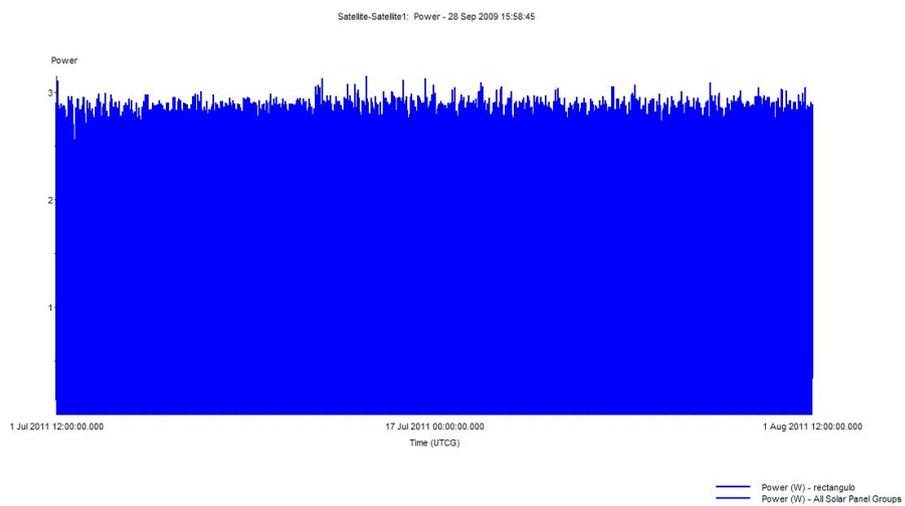


Figura C.10: Potenza disponibile - luglio

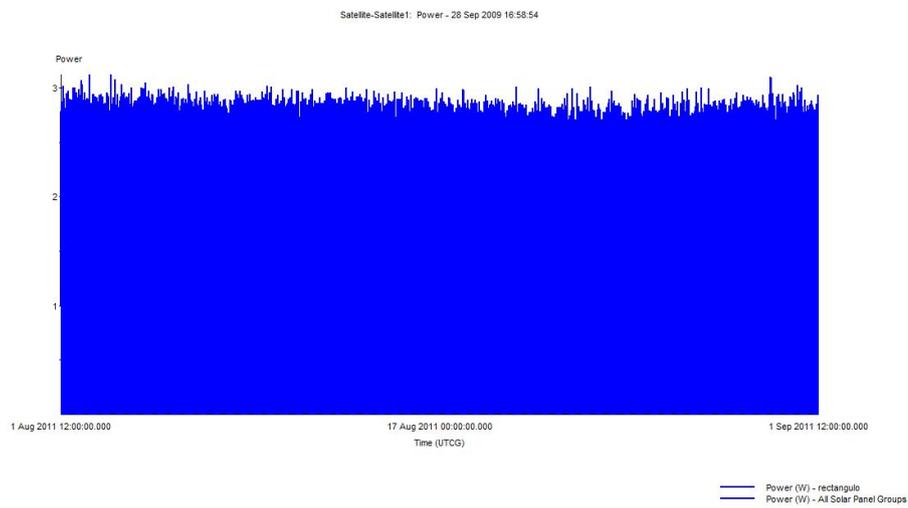


Figura C.11: Potenza disponibile - agosto

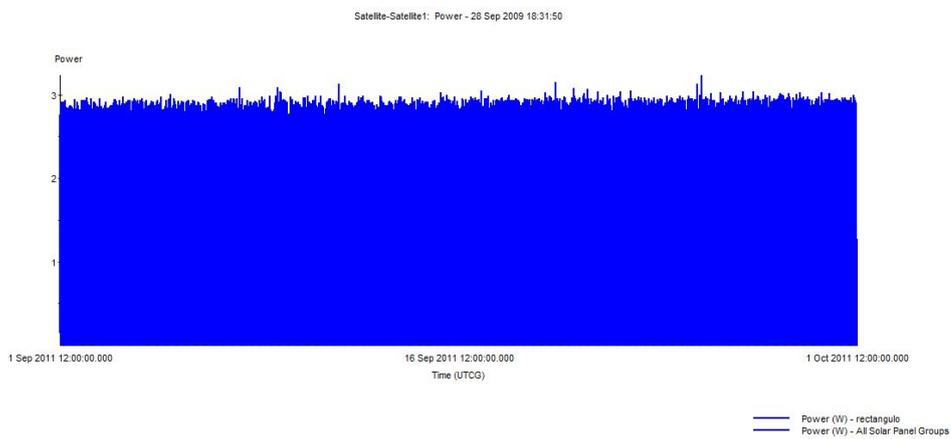


Figura C.12: Potenza disponibile - settembre

## D Tempi di illuminazione e di ombra

Report delle simulazioni dei periodi di illuminazione ed eclissi della durata di un anno ottenute con STK (riportata solo la prima settimana).

---

AtmoCube Sunlight Times		
Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
1 Oct 2010 12:17:44.817	1 Oct 2010 13:27:53.214	4208.397
1 Oct 2010 14:00:50.188	1 Oct 2010 15:10:58.792	4208.604
1 Oct 2010 15:43:55.557	1 Oct 2010 16:54:04.376	4208.818
1 Oct 2010 17:27:00.924	1 Oct 2010 18:37:09.963	4209.039
1 Oct 2010 19:10:06.289	1 Oct 2010 20:20:15.554	4209.266
1 Oct 2010 20:53:11.651	1 Oct 2010 22:03:21.150	4209.499
1 Oct 2010 22:36:17.012	1 Oct 2010 23:46:26.751	4209.739
2 Oct 2010 00:19:22.371	2 Oct 2010 01:29:32.356	4209.985
2 Oct 2010 02:02:27.727	2 Oct 2010 03:12:37.965	4210.237
2 Oct 2010 03:45:33.082	2 Oct 2010 04:55:43.578	4210.496
2 Oct 2010 05:28:38.435	2 Oct 2010 06:38:49.197	4210.762
2 Oct 2010 07:11:43.786	2 Oct 2010 08:21:54.820	4211.034
2 Oct 2010 08:54:49.134	2 Oct 2010 10:05:00.446	4211.312
2 Oct 2010 10:37:54.481	2 Oct 2010 11:48:06.079	4211.598
2 Oct 2010 12:20:59.826	2 Oct 2010 13:31:11.716	4211.889
2 Oct 2010 14:04:05.169	2 Oct 2010 15:14:17.357	4212.187
2 Oct 2010 15:47:10.511	2 Oct 2010 16:57:23.003	4212.492
2 Oct 2010 17:30:15.850	2 Oct 2010 18:40:28.654	4212.803
2 Oct 2010 19:13:21.188	2 Oct 2010 20:23:34.309	4213.121

2 Oct 2010 20:56:26.523	2 Oct 2010 22:06:39.969	4213.446
2 Oct 2010 22:39:31.857	2 Oct 2010 23:49:45.635	4213.777
3 Oct 2010 00:22:37.190	3 Oct 2010 01:32:51.305	4214.115
3 Oct 2010 02:05:42.520	3 Oct 2010 03:15:56.979	4214.460
3 Oct 2010 03:48:47.848	3 Oct 2010 04:59:02.659	4214.811
3 Oct 2010 05:31:53.175	3 Oct 2010 06:42:08.344	4215.169
3 Oct 2010 07:14:58.500	3 Oct 2010 08:25:14.034	4215.534
3 Oct 2010 08:58:03.824	3 Oct 2010 10:08:19.729	4215.905
3 Oct 2010 10:41:09.145	3 Oct 2010 11:51:25.429	4216.284
3 Oct 2010 12:24:14.465	3 Oct 2010 13:34:31.134	4216.669
3 Oct 2010 14:07:19.784	3 Oct 2010 15:17:36.844	4217.061
3 Oct 2010 15:50:25.100	3 Oct 2010 17:00:42.560	4217.459
3 Oct 2010 17:33:30.415	3 Oct 2010 18:43:48.280	4217.865
3 Oct 2010 19:16:35.729	3 Oct 2010 20:26:54.006	4218.278
3 Oct 2010 20:59:41.041	3 Oct 2010 22:09:59.738	4218.697
3 Oct 2010 22:42:46.351	3 Oct 2010 23:53:05.474	4219.124
4 Oct 2010 00:25:51.659	4 Oct 2010 01:36:11.216	4219.557
4 Oct 2010 02:08:56.966	4 Oct 2010 03:19:16.964	4219.998
4 Oct 2010 03:52:02.271	4 Oct 2010 05:02:22.716	4220.445
4 Oct 2010 05:35:07.575	4 Oct 2010 06:45:28.475	4220.900
4 Oct 2010 07:18:12.877	4 Oct 2010 08:28:34.239	4221.361
4 Oct 2010 09:01:18.178	4 Oct 2010 10:11:40.008	4221.830
4 Oct 2010 10:44:23.477	4 Oct 2010 11:54:45.783	4222.306
4 Oct 2010 12:27:28.775	4 Oct 2010 13:37:51.564	4222.789
4 Oct 2010 14:10:34.071	4 Oct 2010 15:20:57.350	4223.279
4 Oct 2010 15:53:39.366	4 Oct 2010 17:04:03.143	4223.777
4 Oct 2010 17:36:44.659	4 Oct 2010 18:47:08.941	4224.282
4 Oct 2010 19:19:49.951	4 Oct 2010 20:30:14.745	4224.794
4 Oct 2010 21:02:55.241	4 Oct 2010 22:13:20.554	4225.313
4 Oct 2010 22:46:00.530	4 Oct 2010 23:56:26.370	4225.840
5 Oct 2010 00:29:05.818	5 Oct 2010 01:39:32.192	4226.374
5 Oct 2010 02:12:11.104	5 Oct 2010 03:22:38.019	4226.916
5 Oct 2010 03:55:16.388	5 Oct 2010 05:05:43.853	4227.465
5 Oct 2010 05:38:21.672	5 Oct 2010 06:48:49.693	4228.021
5 Oct 2010 07:21:26.954	5 Oct 2010 08:31:55.539	4228.585

5 Oct 2010 09:04:32.234	5 Oct 2010 10:15:01.391	4229.157
5 Oct 2010 10:47:37.513	5 Oct 2010 11:58:07.250	4229.736
5 Oct 2010 12:30:42.791	5 Oct 2010 13:41:13.115	4230.323
5 Oct 2010 14:13:48.068	5 Oct 2010 15:24:18.986	4230.918
5 Oct 2010 15:56:53.343	5 Oct 2010 17:07:24.863	4231.520
5 Oct 2010 17:39:58.616	5 Oct 2010 18:50:30.747	4232.131
5 Oct 2010 19:23:03.889	5 Oct 2010 20:33:36.638	4232.748
5 Oct 2010 21:06:09.161	5 Oct 2010 22:16:42.535	4233.374
5 Oct 2010 22:49:14.431	5 Oct 2010 23:59:48.438	4234.008
6 Oct 2010 00:32:19.699	6 Oct 2010 01:42:54.349	4234.650
6 Oct 2010 02:15:24.967	6 Oct 2010 03:26:00.266	4235.299
6 Oct 2010 03:58:30.233	6 Oct 2010 05:09:06.190	4235.957
6 Oct 2010 05:41:35.498	6 Oct 2010 06:52:12.120	4236.622
6 Oct 2010 07:24:40.762	6 Oct 2010 08:35:18.058	4237.296
6 Oct 2010 09:07:46.024	6 Oct 2010 10:18:24.002	4237.978
6 Oct 2010 10:50:51.286	6 Oct 2010 12:01:29.954	4238.668
6 Oct 2010 12:33:56.546	6 Oct 2010 13:44:35.912	4239.366
6 Oct 2010 14:17:01.804	6 Oct 2010 15:27:41.878	4240.073
6 Oct 2010 16:00:07.062	6 Oct 2010 17:10:47.850	4240.788
6 Oct 2010 17:43:12.319	6 Oct 2010 18:53:53.830	4241.511
6 Oct 2010 19:26:17.574	6 Oct 2010 20:36:59.817	4242.243
6 Oct 2010 21:09:22.829	6 Oct 2010 22:20:05.812	4242.983
6 Oct 2010 22:52:28.082	7 Oct 2010 00:03:11.814	4243.732

---

AtmoCube Sunlight times - Global Statistics			
Statistic	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
Min Duration	1 Jul 2011 08:02:10.048	1 Jul 2011 08:08:25.436	375.388
Max Duration	17 Dec 2010 03:05:17.887	4 Jan 2011 06:37:47.103	1567949.216
Mean Duration			5342.363
Total Duration			25947857.646

---

Tabella D.1: Sunlight times - Global statistics

---

AtmoCube Umbra Times			
Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)	
1 Oct 2010 12:00:00.000	1 Oct 2010 12:17:37.224	1057.224	
1 Oct 2010 13:28:00.647	1 Oct 2010 14:00:42.589	1961.943	
1 Oct 2010 15:11:06.226	1 Oct 2010 15:43:47.952	1961.726	

1 Oct 2010 16:54:11.809	1 Oct 2010 17:26:53.312	1961.503
1 Oct 2010 18:37:17.397	1 Oct 2010 19:09:58.670	1961.273
1 Oct 2010 20:20:22.990	1 Oct 2010 20:53:04.027	1961.037
1 Oct 2010 22:03:28.587	1 Oct 2010 22:36:09.381	1960.794
1 Oct 2010 23:46:34.188	2 Oct 2010 00:19:14.733	1960.545
2 Oct 2010 01:29:39.794	2 Oct 2010 02:02:20.082	1960.289
2 Oct 2010 03:12:45.404	2 Oct 2010 03:45:25.430	1960.026
2 Oct 2010 04:55:51.019	2 Oct 2010 05:28:30.776	1959.756
2 Oct 2010 06:38:56.639	2 Oct 2010 07:11:36.119	1959.480
2 Oct 2010 08:22:02.263	2 Oct 2010 08:54:41.461	1959.198
2 Oct 2010 10:05:07.892	2 Oct 2010 10:37:46.800	1958.908
2 Oct 2010 11:48:13.526	2 Oct 2010 12:20:52.138	1958.612
2 Oct 2010 13:31:19.164	2 Oct 2010 14:03:57.473	1958.308
2 Oct 2010 15:14:24.808	2 Oct 2010 15:47:02.806	1957.999
2 Oct 2010 16:57:30.456	2 Oct 2010 17:30:08.138	1957.682
2 Oct 2010 18:40:36.109	2 Oct 2010 19:13:13.468	1957.359
2 Oct 2010 20:23:41.766	2 Oct 2010 20:56:18.795	1957.029
2 Oct 2010 22:06:47.429	2 Oct 2010 22:39:24.121	1956.692
2 Oct 2010 23:49:53.097	3 Oct 2010 00:22:29.445	1956.348
3 Oct 2010 01:32:58.769	3 Oct 2010 02:05:34.767	1955.998
3 Oct 2010 03:16:04.447	3 Oct 2010 03:48:40.087	1955.640
3 Oct 2010 04:59:10.129	3 Oct 2010 05:31:45.405	1955.276
3 Oct 2010 06:42:15.817	3 Oct 2010 07:14:50.721	1954.904
3 Oct 2010 08:25:21.510	3 Oct 2010 08:57:56.036	1954.526
3 Oct 2010 10:08:27.208	3 Oct 2010 10:41:01.348	1954.140
3 Oct 2010 11:51:32.911	3 Oct 2010 12:24:06.659	1953.748
3 Oct 2010 13:34:38.619	3 Oct 2010 14:07:11.968	1953.349
3 Oct 2010 15:17:44.333	3 Oct 2010 15:50:17.275	1952.943
3 Oct 2010 17:00:50.052	3 Oct 2010 17:33:22.581	1952.529
3 Oct 2010 18:43:55.776	3 Oct 2010 19:16:27.885	1952.109
3 Oct 2010 20:27:01.505	3 Oct 2010 20:59:33.186	1951.681
3 Oct 2010 22:10:07.241	3 Oct 2010 22:42:38.487	1951.246
3 Oct 2010 23:53:12.981	4 Oct 2010 00:25:43.785	1950.804
4 Oct 2010 01:36:18.727	4 Oct 2010 02:08:49.082	1950.355
4 Oct 2010 03:19:24.479	4 Oct 2010 03:51:54.377	1949.898

4 Oct 2010 05:02:30.236	4 Oct 2010 05:34:59.670	1949.435
4 Oct 2010 06:45:35.998	4 Oct 2010 07:18:04.962	1948.964
4 Oct 2010 08:28:41.767	4 Oct 2010 09:01:10.252	1948.486
4 Oct 2010 10:11:47.541	4 Oct 2010 10:44:15.541	1948.000
4 Oct 2010 11:54:53.321	4 Oct 2010 12:27:20.827	1947.507
4 Oct 2010 13:37:59.106	4 Oct 2010 14:10:26.113	1947.007
4 Oct 2010 15:21:04.897	4 Oct 2010 15:53:31.396	1946.499
4 Oct 2010 17:04:10.695	4 Oct 2010 17:36:36.678	1945.983
4 Oct 2010 18:47:16.498	4 Oct 2010 19:19:41.958	1945.461
4 Oct 2010 20:30:22.307	4 Oct 2010 21:02:47.237	1944.930
4 Oct 2010 22:13:28.122	4 Oct 2010 22:45:52.514	1944.392
4 Oct 2010 23:56:33.943	5 Oct 2010 00:28:57.790	1943.847
5 Oct 2010 01:39:39.770	5 Oct 2010 02:12:03.064	1943.294
5 Oct 2010 03:22:45.604	5 Oct 2010 03:55:08.337	1942.733
5 Oct 2010 05:05:51.443	5 Oct 2010 05:38:13.608	1942.164
5 Oct 2010 06:48:57.289	5 Oct 2010 07:21:18.877	1941.589
5 Oct 2010 08:32:03.141	5 Oct 2010 09:04:24.145	1941.004
5 Oct 2010 10:15:08.999	5 Oct 2010 10:47:29.412	1940.412
5 Oct 2010 11:58:14.864	5 Oct 2010 12:30:34.677	1939.813
5 Oct 2010 13:41:20.735	5 Oct 2010 14:13:39.940	1939.205
5 Oct 2010 15:24:26.613	5 Oct 2010 15:56:45.202	1938.590
5 Oct 2010 17:07:32.497	5 Oct 2010 17:39:50.463	1937.966
5 Oct 2010 18:50:38.388	5 Oct 2010 19:22:55.722	1937.334
5 Oct 2010 20:33:44.285	5 Oct 2010 21:06:00.980	1936.695
5 Oct 2010 22:16:50.189	5 Oct 2010 22:49:06.236	1936.047
5 Oct 2010 23:59:56.100	6 Oct 2010 00:32:11.491	1935.391
6 Oct 2010 01:43:02.017	6 Oct 2010 02:15:16.745	1934.727
6 Oct 2010 03:26:07.942	6 Oct 2010 03:58:21.997	1934.055
6 Oct 2010 05:09:13.873	6 Oct 2010 05:41:27.248	1933.374
6 Oct 2010 06:52:19.811	6 Oct 2010 07:24:32.497	1932.686
6 Oct 2010 08:35:25.757	6 Oct 2010 09:07:37.745	1931.988
6 Oct 2010 10:18:31.709	6 Oct 2010 10:50:42.992	1931.283
6 Oct 2010 12:01:37.668	6 Oct 2010 12:33:48.237	1930.569
6 Oct 2010 13:44:43.635	6 Oct 2010 14:16:53.481	1929.846
6 Oct 2010 15:27:49.609	6 Oct 2010 15:59:58.723	1929.114

6 Oct 2010 17:10:55.590	6 Oct 2010 17:43:03.965	1928.375
6 Oct 2010 18:54:01.578	6 Oct 2010 19:26:09.205	1927.627
6 Oct 2010 20:37:07.574	6 Oct 2010 21:09:14.443	1926.869
6 Oct 2010 22:20:13.577	6 Oct 2010 22:52:19.681	1926.103

---

AtmoCube Umbra times - Global statistics			
Statistic	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (s)
Min Duration	1 Nov 2010 15:45:27.420	1 Nov 2010 15:46:26.255	58.835
Max Duration	25 Jan 2011 00:29:43.512	25 Jan 2011 01:06:43.189	2219.677
Mean Duration			1698.770
Total Duration			8179577.803

---

Tabella D.2: Umbra times - Global statistics



```

    E(1)=trapz(t, datg);
end;

E
%return;
EP=[1.0407e+005 1.0408e+005      1.0358e+005      1.0383e+005
1.0447e+005      1.0396e+005      1.0374e+005      1.0371e+005
1.0368e+005      1.0328e+005      1.0289e+005      1.0282e+005
1.0284e+005      1.0331e+005      1.0295e+005];
Etot=[EP,E];
l=1:numel(Etot);
figure(1);
stem(l, Etot);
title('Energia □ agosto' );
    xlabel('giorni');
    ylabel('Energia □ [J] ');
return;

```

## F Report della potenza generata dai pannelli solari

Si riportano solo il primo giorno del mese di dicembre 2010 data la notevole mole di dati.

AtmoCube Umbra Times		
Time (UTCG)	Power W	Solar Intensity
1 Dec 2010 12:00:00.000	0.259	1.000000
1 Dec 2010 12:01:00.000	1.684	1.000000
1 Dec 2010 12:02:00.000	2.315	1.000000
1 Dec 2010 12:03:00.000	1.457	1.000000
1 Dec 2010 12:04:00.000	0.243	1.000000
1 Dec 2010 12:05:00.000	0.324	1.000000
1 Dec 2010 12:06:00.000	1.910	1.000000
1 Dec 2010 12:07:00.000	2.687	1.000000
1 Dec 2010 12:08:00.000	1.926	1.000000
1 Dec 2010 12:09:00.000	0.793	1.000000
1 Dec 2010 12:10:00.000	0.955	1.000000
1 Dec 2010 12:11:00.000	2.412	1.000000
1 Dec 2010 12:12:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:13:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:14:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:15:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:16:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:17:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:18:00.000	0.000	0.000000

1 Dec 2010 12:19:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:20:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:21:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:22:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:23:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:24:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:25:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:26:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:27:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:28:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:29:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:30:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:31:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:32:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:33:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:34:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:35:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:36:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:37:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:38:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:39:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:40:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:41:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:42:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:43:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:44:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:45:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:46:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 12:47:00.000	2.801	1.000000
1 Dec 2010 12:48:00.000	2.072	1.000000
1 Dec 2010 12:49:00.000	0.777	1.000000
1 Dec 2010 12:50:00.000	0.502	1.000000
1 Dec 2010 12:51:00.000	1.619	1.000000
1 Dec 2010 12:52:00.000	2.363	1.000000
1 Dec 2010 12:53:00.000	1.505	1.000000

1 Dec 2010 12:54:00.000	0.308	1.000000
1 Dec 2010 12:55:00.000	0.469	1.000000
1 Dec 2010 12:56:00.000	2.218	1.000000
1 Dec 2010 12:57:00.000	2.946	1.000000
1 Dec 2010 12:58:00.000	1.926	1.000000
1 Dec 2010 12:59:00.000	1.117	1.000000
1 Dec 2010 13:00:00.000	1.651	1.000000
1 Dec 2010 13:01:00.000	2.574	1.000000
1 Dec 2010 13:02:00.000	2.299	1.000000
1 Dec 2010 13:03:00.000	1.457	1.000000
1 Dec 2010 13:04:00.000	1.489	1.000000
1 Dec 2010 13:05:00.000	2.477	1.000000
1 Dec 2010 13:06:00.000	2.396	1.000000
1 Dec 2010 13:07:00.000	1.489	1.000000
1 Dec 2010 13:08:00.000	1.344	1.000000
1 Dec 2010 13:09:00.000	2.477	1.000000
1 Dec 2010 13:10:00.000	2.736	1.000000
1 Dec 2010 13:11:00.000	1.764	1.000000
1 Dec 2010 13:12:00.000	0.826	1.000000
1 Dec 2010 13:13:00.000	1.797	1.000000
1 Dec 2010 13:14:00.000	2.703	1.000000
1 Dec 2010 13:15:00.000	1.700	1.000000
1 Dec 2010 13:16:00.000	0.210	1.000000
1 Dec 2010 13:17:00.000	0.000	1.000000
1 Dec 2010 13:18:00.000	1.878	1.000000
1 Dec 2010 13:19:00.000	2.622	1.000000
1 Dec 2010 13:20:00.000	1.748	1.000000
1 Dec 2010 13:21:00.000	0.971	1.000000
1 Dec 2010 13:22:00.000	1.198	1.000000
1 Dec 2010 13:23:00.000	2.493	1.000000
1 Dec 2010 13:24:00.000	2.736	1.000000
1 Dec 2010 13:25:00.000	2.040	1.000000
1 Dec 2010 13:26:00.000	1.716	1.000000
1 Dec 2010 13:27:00.000	1.862	1.000000
1 Dec 2010 13:28:00.000	1.975	1.000000

1 Dec 2010 13:29:00.000	1.862	1.000000
1 Dec 2010 13:30:00.000	1.813	1.000000
1 Dec 2010 13:31:00.000	2.185	1.000000
1 Dec 2010 13:32:00.000	2.622	1.000000
1 Dec 2010 13:33:00.000	2.202	1.000000
1 Dec 2010 13:34:00.000	1.441	1.000000
1 Dec 2010 13:35:00.000	1.344	1.000000
1 Dec 2010 13:36:00.000	1.926	1.000000
1 Dec 2010 13:37:00.000	2.881	1.000000
1 Dec 2010 13:38:00.000	2.072	1.000000
1 Dec 2010 13:39:00.000	0.939	1.000000
1 Dec 2010 13:40:00.000	0.696	1.000000
1 Dec 2010 13:41:00.000	1.813	1.000000
1 Dec 2010 13:42:00.000	2.687	1.000000
1 Dec 2010 13:43:00.000	1.716	1.000000
1 Dec 2010 13:44:00.000	0.243	1.000000
1 Dec 2010 13:45:00.000	0.049	1.000000
1 Dec 2010 13:46:00.000	1.457	1.000000
1 Dec 2010 13:47:00.000	2.428	1.000000
1 Dec 2010 13:48:00.000	1.603	1.000000
1 Dec 2010 13:49:00.000	0.453	1.000000
1 Dec 2010 13:50:00.000	0.599	1.000000
1 Dec 2010 13:51:00.000	2.104	1.000000
1 Dec 2010 13:52:00.000	2.979	1.000000
1 Dec 2010 13:53:00.000	1.959	1.000000
1 Dec 2010 13:54:00.000	1.085	1.000000
1 Dec 2010 13:55:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 13:56:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 13:57:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 13:58:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 13:59:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:00:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:01:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:02:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:03:00.000	0.000	0.000000

1 Dec 2010 14:04:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:05:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:06:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:07:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:08:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:09:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:10:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:11:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:12:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:13:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:14:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:15:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:16:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:17:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:18:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:19:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:20:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:21:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:22:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:23:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:24:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:25:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:26:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:27:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:28:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:29:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 14:30:00.000	0.939	1.000000
1 Dec 2010 14:31:00.000	2.185	1.000000
1 Dec 2010 14:32:00.000	2.639	1.000000
1 Dec 2010 14:33:00.000	1.732	1.000000
1 Dec 2010 14:34:00.000	0.486	1.000000
1 Dec 2010 14:35:00.000	0.032	1.000000
1 Dec 2010 14:36:00.000	1.586	1.000000
1 Dec 2010 14:37:00.000	2.542	1.000000
1 Dec 2010 14:38:00.000	1.700	1.000000

1 Dec 2010 14:39:00.000	0.664	1.000000
1 Dec 2010 14:40:00.000	0.907	1.000000
1 Dec 2010 14:41:00.000	2.347	1.000000
1 Dec 2010 14:42:00.000	2.784	1.000000
1 Dec 2010 14:43:00.000	1.959	1.000000
1 Dec 2010 14:44:00.000	1.311	1.000000
1 Dec 2010 14:45:00.000	2.072	1.000000
1 Dec 2010 14:46:00.000	2.720	1.000000
1 Dec 2010 14:47:00.000	2.250	1.000000
1 Dec 2010 14:48:00.000	1.586	1.000000
1 Dec 2010 14:49:00.000	2.104	1.000000
1 Dec 2010 14:50:00.000	2.768	1.000000
1 Dec 2010 14:51:00.000	2.137	1.000000
1 Dec 2010 14:52:00.000	1.408	1.000000
1 Dec 2010 14:53:00.000	1.845	1.000000
1 Dec 2010 14:54:00.000	2.768	1.000000
1 Dec 2010 14:55:00.000	2.121	1.000000
1 Dec 2010 14:56:00.000	0.680	1.000000
1 Dec 2010 14:57:00.000	0.308	1.000000
1 Dec 2010 14:58:00.000	1.586	1.000000
1 Dec 2010 14:59:00.000	2.542	1.000000
1 Dec 2010 15:00:00.000	1.619	1.000000
1 Dec 2010 15:01:00.000	0.777	1.000000
1 Dec 2010 15:02:00.000	0.987	1.000000
1 Dec 2010 15:03:00.000	2.363	1.000000
1 Dec 2010 15:04:00.000	2.768	1.000000
1 Dec 2010 15:05:00.000	2.153	1.000000
1 Dec 2010 15:06:00.000	1.684	1.000000
1 Dec 2010 15:07:00.000	1.748	1.000000
1 Dec 2010 15:08:00.000	2.121	1.000000
1 Dec 2010 15:09:00.000	1.943	1.000000
1 Dec 2010 15:10:00.000	1.781	1.000000
1 Dec 2010 15:11:00.000	2.007	1.000000
1 Dec 2010 15:12:00.000	2.315	1.000000
1 Dec 2010 15:13:00.000	2.218	1.000000

1 Dec 2010 15:14:00.000	1.748	1.000000
1 Dec 2010 15:15:00.000	1.570	1.000000
1 Dec 2010 15:16:00.000	2.299	1.000000
1 Dec 2010 15:17:00.000	3.011	1.000000
1 Dec 2010 15:18:00.000	2.169	1.000000
1 Dec 2010 15:19:00.000	1.279	1.000000
1 Dec 2010 15:20:00.000	0.987	1.000000
1 Dec 2010 15:21:00.000	2.072	1.000000
1 Dec 2010 15:22:00.000	2.833	1.000000
1 Dec 2010 15:23:00.000	1.943	1.000000
1 Dec 2010 15:24:00.000	0.599	1.000000
1 Dec 2010 15:25:00.000	0.405	1.000000
1 Dec 2010 15:26:00.000	1.522	1.000000
1 Dec 2010 15:27:00.000	2.444	1.000000
1 Dec 2010 15:28:00.000	1.376	1.000000
1 Dec 2010 15:29:00.000	0.162	1.000000
1 Dec 2010 15:30:00.000	0.178	1.000000
1 Dec 2010 15:31:00.000	1.748	1.000000
1 Dec 2010 15:32:00.000	2.509	1.000000
1 Dec 2010 15:33:00.000	1.732	1.000000
1 Dec 2010 15:34:00.000	0.631	1.000000
1 Dec 2010 15:35:00.000	0.793	1.000000
1 Dec 2010 15:36:00.000	2.396	1.000000
1 Dec 2010 15:37:00.000	2.784	1.000000
1 Dec 2010 15:38:00.000	0.519	0.286137
1 Dec 2010 15:39:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:40:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:41:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:42:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:43:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:44:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:45:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:46:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:47:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:48:00.000	0.000	0.000000

1 Dec 2010 15:49:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:50:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:51:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:52:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:53:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:54:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:55:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:56:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:57:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:58:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 15:59:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:00:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:01:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:02:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:03:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:04:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:05:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:06:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:07:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:08:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:09:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:10:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:11:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:12:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 16:13:00.000	2.250	1.000000
1 Dec 2010 16:14:00.000	0.761	1.000000
1 Dec 2010 16:15:00.000	0.599	1.000000
1 Dec 2010 16:16:00.000	1.716	1.000000
1 Dec 2010 16:17:00.000	2.639	1.000000
1 Dec 2010 16:18:00.000	1.489	1.000000
1 Dec 2010 16:19:00.000	0.146	1.000000
1 Dec 2010 16:20:00.000	0.275	1.000000
1 Dec 2010 16:21:00.000	1.829	1.000000
1 Dec 2010 16:22:00.000	2.833	1.000000
1 Dec 2010 16:23:00.000	2.056	1.000000

1 Dec 2010 16:24:00.000	0.939	1.000000
1 Dec 2010 16:25:00.000	1.101	1.000000
1 Dec 2010 16:26:00.000	2.444	1.000000
1 Dec 2010 16:27:00.000	2.898	1.000000
1 Dec 2010 16:28:00.000	1.975	1.000000
1 Dec 2010 16:29:00.000	1.619	1.000000
1 Dec 2010 16:30:00.000	2.137	1.000000
1 Dec 2010 16:31:00.000	2.525	1.000000
1 Dec 2010 16:32:00.000	2.023	1.000000
1 Dec 2010 16:33:00.000	1.684	1.000000
1 Dec 2010 16:34:00.000	2.315	1.000000
1 Dec 2010 16:35:00.000	2.655	1.000000
1 Dec 2010 16:36:00.000	1.926	1.000000
1 Dec 2010 16:37:00.000	1.279	1.000000
1 Dec 2010 16:38:00.000	2.023	1.000000
1 Dec 2010 16:39:00.000	2.833	1.000000
1 Dec 2010 16:40:00.000	1.959	1.000000
1 Dec 2010 16:41:00.000	0.275	1.000000
1 Dec 2010 16:42:00.000	0.016	1.000000
1 Dec 2010 16:43:00.000	1.797	1.000000
1 Dec 2010 16:44:00.000	2.833	1.000000
1 Dec 2010 16:45:00.000	1.959	1.000000
1 Dec 2010 16:46:00.000	1.263	1.000000
1 Dec 2010 16:47:00.000	1.457	1.000000
1 Dec 2010 16:48:00.000	2.185	1.000000
1 Dec 2010 16:49:00.000	2.428	1.000000
1 Dec 2010 16:50:00.000	2.703	1.000000
1 Dec 2010 16:51:00.000	1.878	1.000000
1 Dec 2010 16:52:00.000	1.862	1.000000
1 Dec 2010 16:53:00.000	1.910	1.000000
1 Dec 2010 16:54:00.000	1.764	1.000000
1 Dec 2010 16:55:00.000	1.716	1.000000
1 Dec 2010 16:56:00.000	2.331	1.000000
1 Dec 2010 16:57:00.000	2.768	1.000000
1 Dec 2010 16:58:00.000	2.218	1.000000

1 Dec 2010 16:59:00.000	1.327	1.000000
1 Dec 2010 17:00:00.000	1.246	1.000000
1 Dec 2010 17:01:00.000	2.234	1.000000
1 Dec 2010 17:02:00.000	3.076	1.000000
1 Dec 2010 17:03:00.000	2.153	1.000000
1 Dec 2010 17:04:00.000	0.842	1.000000
1 Dec 2010 17:05:00.000	0.615	1.000000
1 Dec 2010 17:06:00.000	1.829	1.000000
1 Dec 2010 17:07:00.000	2.687	1.000000
1 Dec 2010 17:08:00.000	1.554	1.000000
1 Dec 2010 17:09:00.000	0.275	1.000000
1 Dec 2010 17:10:00.000	0.032	1.000000
1 Dec 2010 17:11:00.000	1.505	1.000000
1 Dec 2010 17:12:00.000	2.396	1.000000
1 Dec 2010 17:13:00.000	1.635	1.000000
1 Dec 2010 17:14:00.000	0.372	1.000000
1 Dec 2010 17:15:00.000	0.421	1.000000
1 Dec 2010 17:16:00.000	2.072	1.000000
1 Dec 2010 17:17:00.000	2.817	1.000000
1 Dec 2010 17:18:00.000	1.845	1.000000
1 Dec 2010 17:19:00.000	0.809	1.000000
1 Dec 2010 17:20:00.000	1.036	1.000000
1 Dec 2010 17:21:00.000	2.248	0.951084
1 Dec 2010 17:22:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:23:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:24:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:25:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:26:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:27:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:28:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:29:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:30:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:31:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:32:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:33:00.000	0.000	0.000000

1 Dec 2010 17:34:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:35:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:36:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:37:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:38:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:39:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:40:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:41:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:42:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:43:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:44:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:45:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:46:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:47:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:48:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:49:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:50:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:51:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:52:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:53:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:54:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:55:00.000	0.000	0.000000
1 Dec 2010 17:56:00.000	2.202	1.000000
1 Dec 2010 17:57:00.000	2.881	1.000000
1 Dec 2010 17:58:00.000	1.862	1.000000
1 Dec 2010 17:59:00.000	0.534	1.000000
1 Dec 2010 18:00:00.000	0.324	1.000000

---

## G Grafici dei consumi giornalieri mese per mese

Grafici dei consumi giornalieri di energia mese per mese durante un anno.

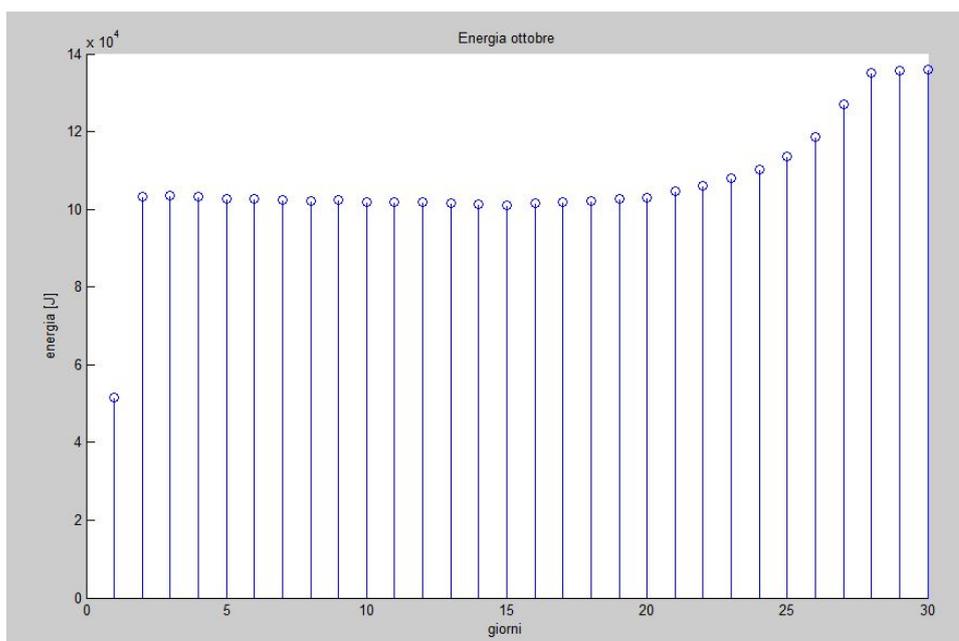


Figura G.1: Energia disponibile - ottobre

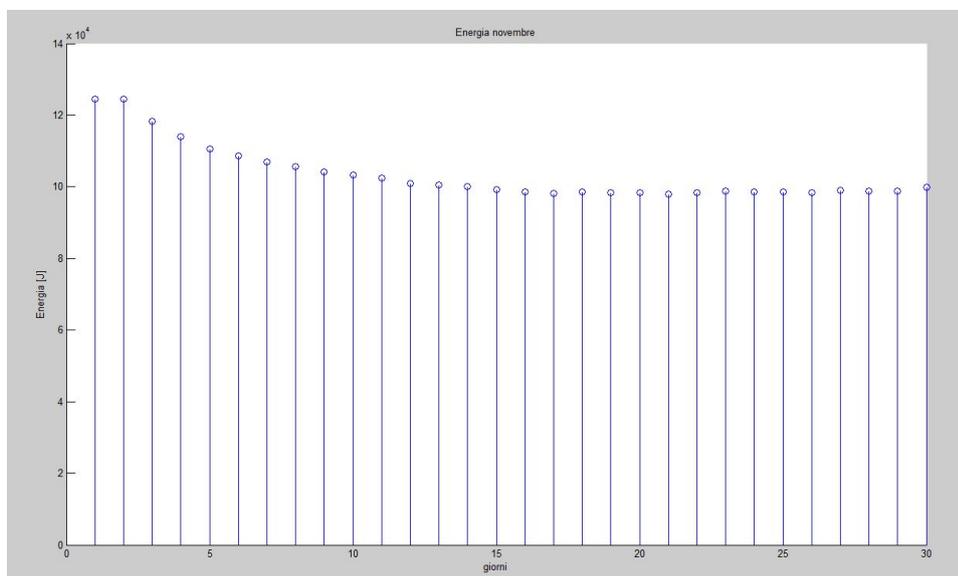


Figura G.2: Energia disponibile - novembre

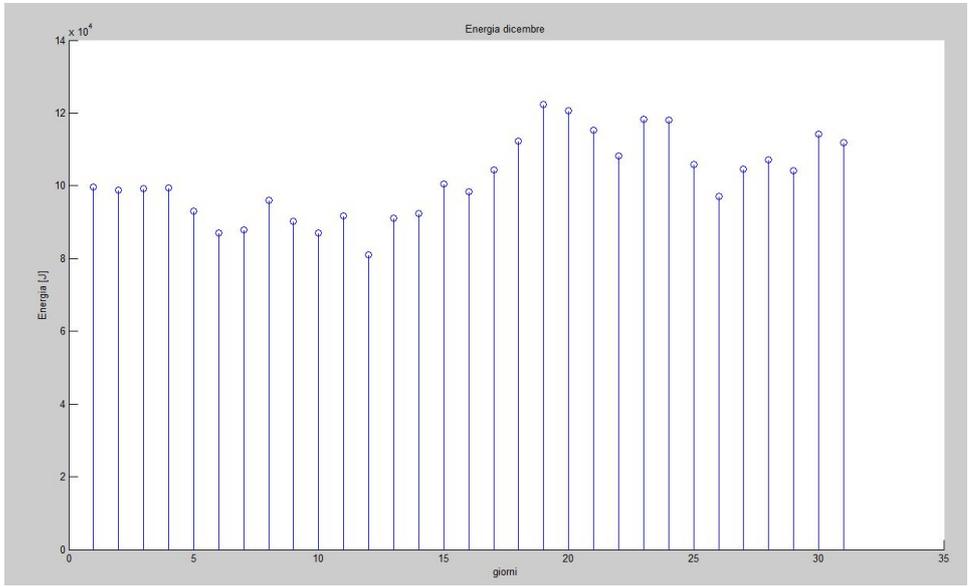


Figura G.3: Energia disponibile - dicembre

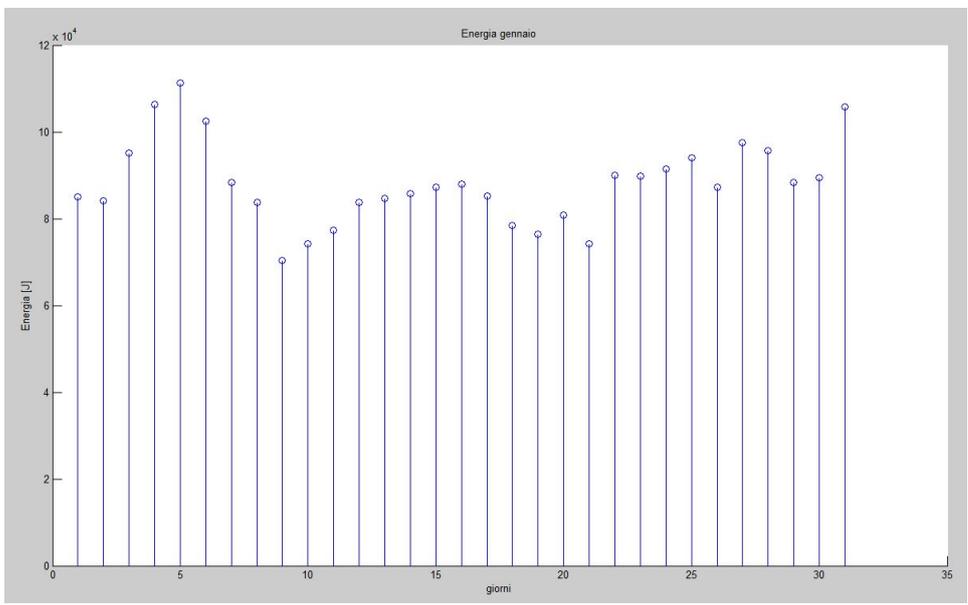


Figura G.4: Energia disponibile - gennaio

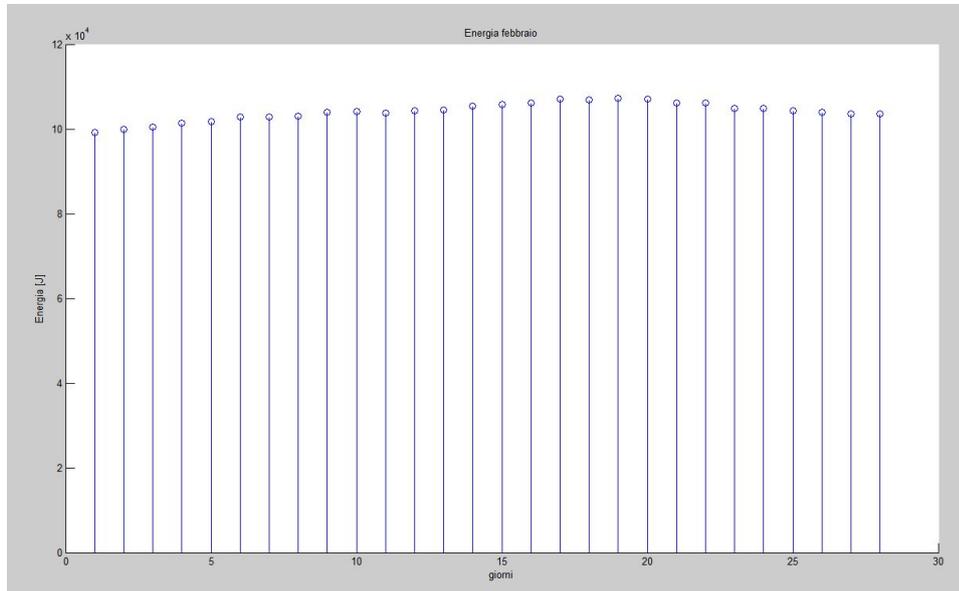


Figura G.5: Energia disponibile - febbraio

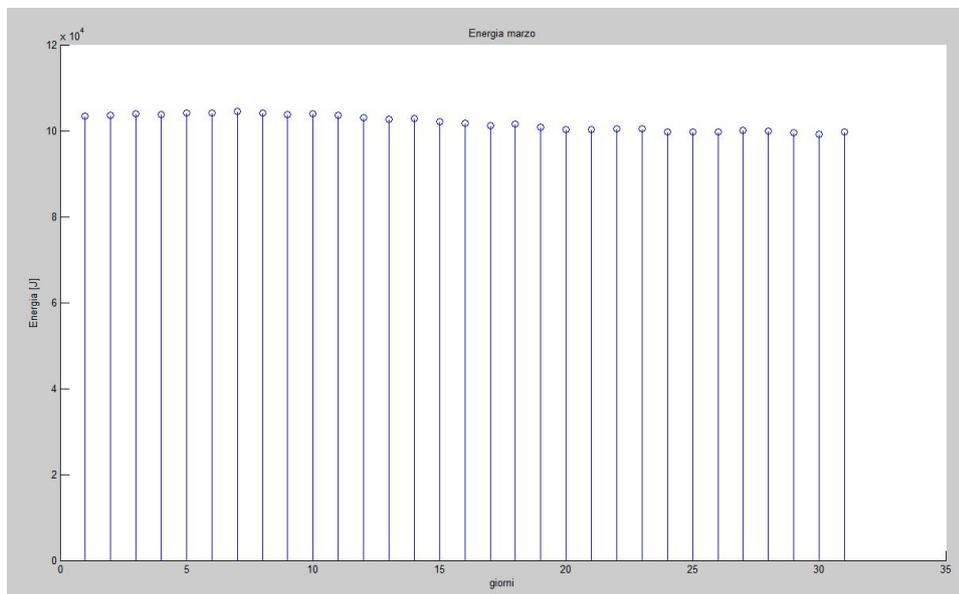


Figura G.6: Energia disponibile - marzo

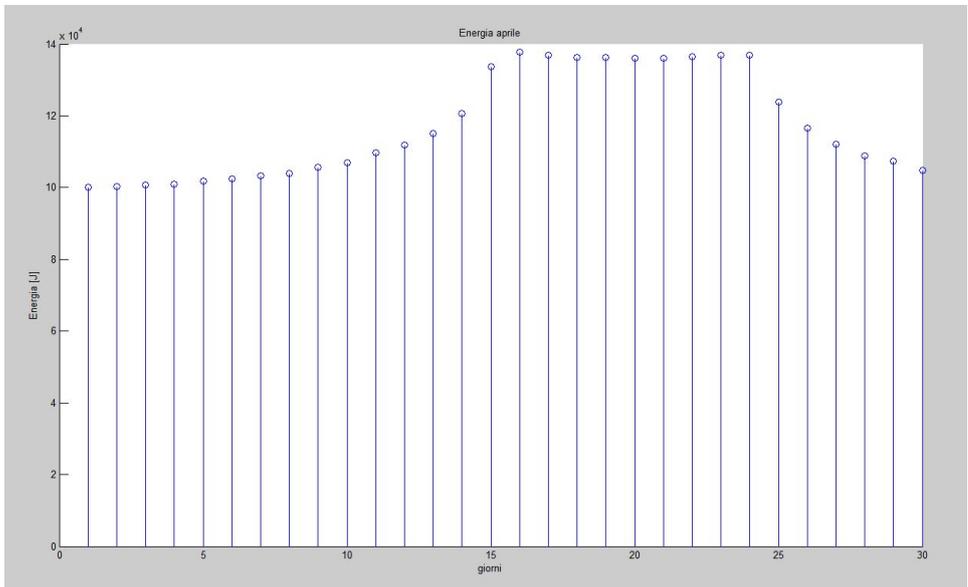


Figura G.7: Energia disponibile - aprile

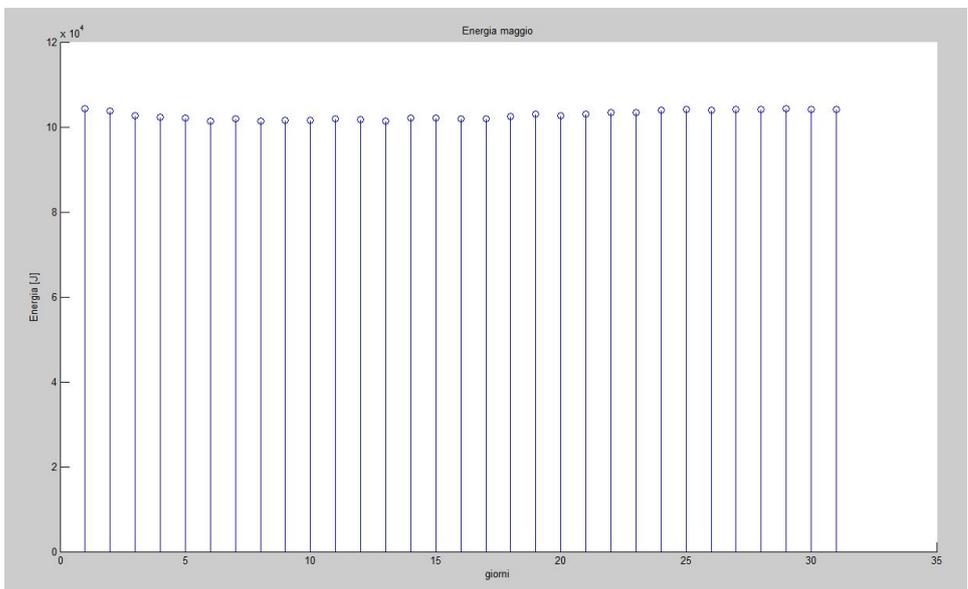


Figura G.8: Energia disponibile - maggio

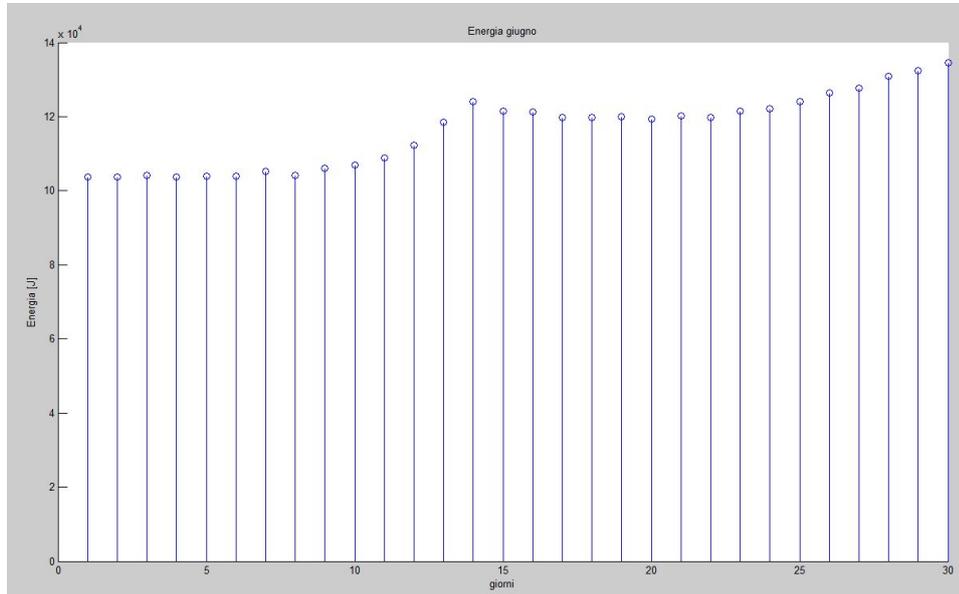


Figura G.9: Energia disponibile - giugno

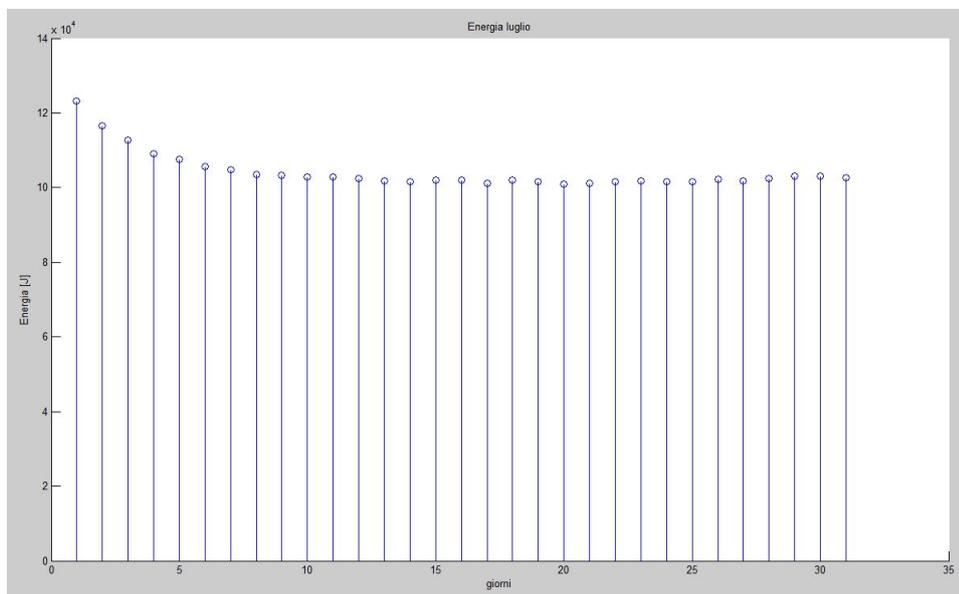


Figura G.10: Energia disponibile - luglio

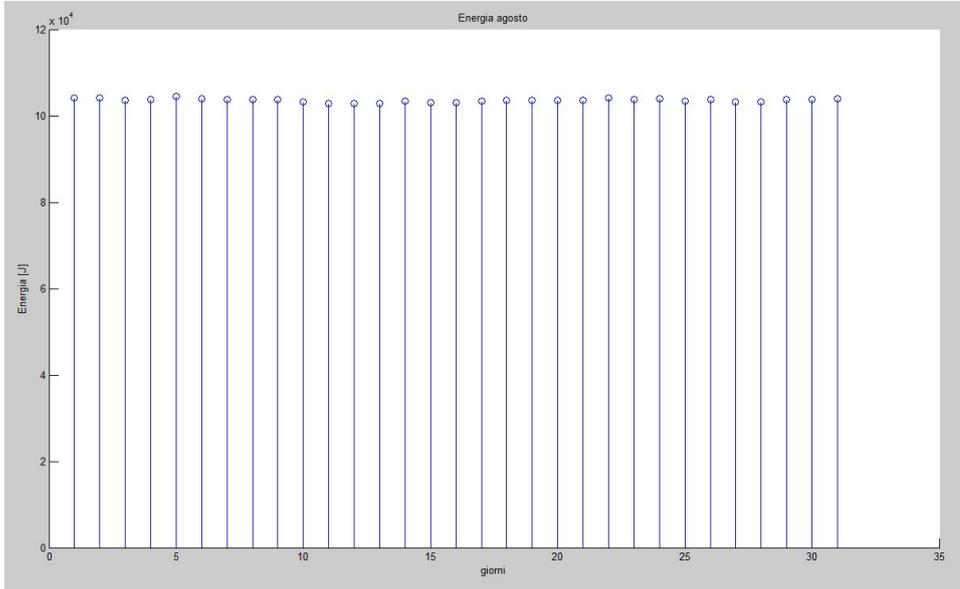


Figura G.11: Energia disponibile - agosto

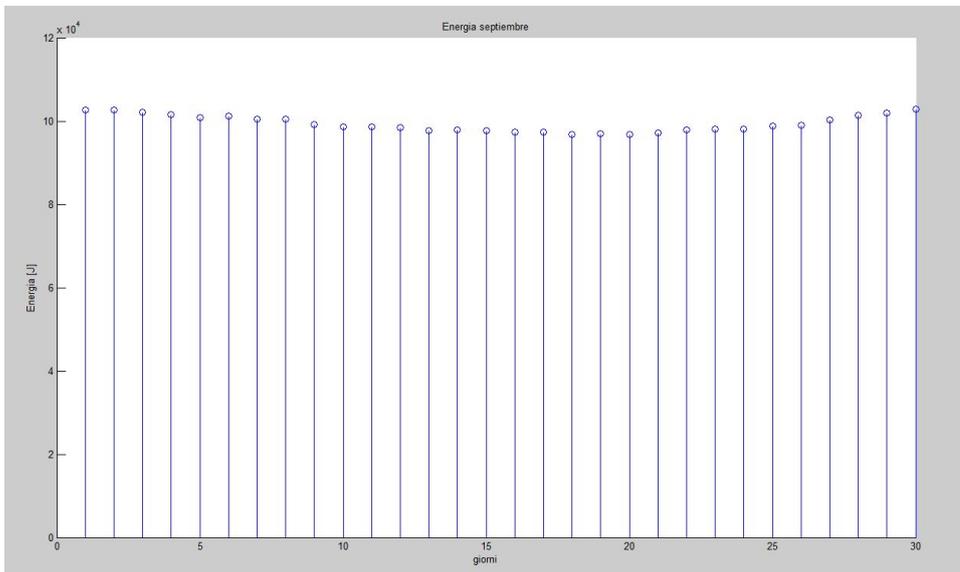


Figura G.12: Energia disponibile - settembre

## H Energie giornaliere disponibili

Valori delle energie giornaliere durante un anno espresse in  $10^5$  Joule. (ottobre 2010 a settembre 2011)

**Energia giornaliera disponibile in 365 giorni (esprese in 10<sup>5</sup>J)**

giorno	ottobre	novembre	dicembre	gennaio	febbraio	marzo	aprile	maggio	giugno	luglio	agosto	settembre
	0,51591	1,24450	0,99551	0,85038	0,92380	1,03360	1,00170	1,04320	1,03760	1,23250	1,04070	1,02570
2	1,03240	1,24450	0,98816	0,84162	0,99961	1,03600	1,00230	1,03720	1,03650	1,16630	1,04080	1,02700
3	1,03410	1,18270	0,99158	0,95122	1,00370	1,03980	1,00620	1,02570	1,04140	1,12680	1,03580	1,02170
4	1,03230	1,14040	0,99376	1,06300	1,01300	1,03810	1,00930	1,02370	1,03650	1,09110	1,03830	1,01540
5	1,02790	1,10590	0,92971	1,11240	1,01790	1,04190	1,01770	1,02030	1,03910	1,07620	1,04470	1,00760
6	1,02710	1,08620	0,86940	1,02400	1,02760	1,04170	1,02510	1,01380	1,03850	1,05550	1,03960	1,01190
7	1,02440	1,06980	0,87900	0,88435	1,02780	1,04540	1,03280	1,01890	1,05120	1,04730	1,03740	1,00410
8	1,02230	1,05540	0,96073	0,83714	1,03110	1,04130	1,04000	1,01390	1,04150	1,03500	1,03710	1,00420
9	1,02300	1,04250	0,90319	0,70436	1,03990	1,03690	1,05610	1,01570	1,05990	1,03270	1,03680	0,99250
10	1,01720	1,03360	0,87043	0,74271	1,04070	1,03870	1,07000	1,01530	1,06820	1,02820	1,03280	0,98629
11	1,01700	1,02420	0,91698	0,77283	1,03680	1,03510	1,09640	1,02010	1,08900	1,02840	1,02890	0,98673
12	1,01740	1,00970	0,81122	0,83699	1,04250	1,02970	1,11790	1,01660	1,12260	1,02340	1,02820	0,98446
13	1,01490	1,00570	0,91179	0,84737	1,04460	1,02680	1,15130	1,01290	1,18440	1,01830	1,02840	0,97673
14	1,01330	1,00050	0,92298	0,85771	1,05370	1,02860	1,20580	1,02060	1,24130	1,01650	1,03310	0,97849
15	1,01140	0,99151	1,00440	0,87242	1,05770	1,02070	1,33670	1,02080	1,21490	1,01910	1,02950	0,97757
16	1,01460	0,98477	0,98407	0,87937	1,06200	1,01810	1,37710	1,01990	1,21300	1,01900	1,03070	0,97274
17	1,01800	0,98046	1,04270	0,85321	1,07040	1,01240	1,36980	1,02020	1,19770	1,01190	1,03390	0,97398
18	1,02050	0,98592	1,12290	0,78473	1,06970	1,01490	1,36350	1,02560	1,19800	1,02000	1,03650	0,96824
19	1,02590	0,98315	1,22380	0,76401	1,07230	1,00750	1,36250	1,02940	1,20020	1,01630	1,03540	0,96932
20	1,03070	0,98456	1,20600	0,80776	1,07080	1,00290	1,36090	1,02660	1,19410	1,01000	1,03640	0,96770
21	1,04550	0,98027	1,15270	0,74270	1,06170	1,00350	1,36090	1,03040	1,20260	1,01070	1,03660	0,97178
22	1,06000	0,98431	1,08240	0,89957	1,06130	1,00510	1,36360	1,03430	1,19790	1,01670	1,04150	0,97832
23	1,08090	0,98817	1,18230	0,89848	1,04920	1,00430	1,36920	1,03460	1,21470	1,01760	1,03730	0,98062
24	1,10340	0,98581	1,17970	0,91388	1,04780	0,99671	1,36870	1,03920	1,22070	1,01540	1,03880	0,98093
25	1,13730	0,98527	1,05800	0,94040	1,04340	0,99743	1,23780	1,04140	1,23990	1,01590	1,03370	0,98882
26	1,18560	0,98394	0,97067	0,87236	1,04020	0,99766	1,16660	1,04030	1,26460	1,02240	1,03670	0,98966
27	1,27120	0,99058	1,04520	0,97525	1,03610	1,00140	1,12030	1,04140	1,27780	1,01850	1,03230	1,00260
28	1,35150	0,98788	1,07200	0,95693	1,03550	0,99523	1,08950	1,04210	1,30870	1,02470	1,03290	1,01300
29	1,35640	0,98771	1,04060	0,88301		0,99154	1,07330	1,04260	1,32380	1,03040	1,03710	1,01930
30	1,35980	0,99871	1,14120	0,89412		0,99679	1,04860	1,04160	1,34490	1,03040	1,03690	1,02880
31	1,35560		1,11930	1,05770		0,99712		1,04110		1,02710	1,03880	

Tabella H.1: Energia giornaliera disponibile durante un anno

# I Listato per il calcolo dei consumi

Listato MatLab per il calcolo dei consumi di potenza durante un giorno.

```
% conserio.m
%
% Autore: Caharija Walter
% Modifica : de Milleri
% _____
% _____
% _____
% _____ Simulazione consumo energetico _____
% _____ satellite AtmoCube ver. 0.2 _____
% _____
% _____

% _____
% _____
% CONSUMO ENERGETICO PREVISTO PER 24h DI ATTIVITA'
%
% Al fine di eseguire una valutazione
% del tipo "worst
% case", le potenze di consumo prese
% in considerazione
% sono le massime erogabili dal circuito
% di alimentazione
% per ogni blocco del satellite.
%
% La simulazione è eseguita considerando
% permanentemente
% in funzione i blocchi Strumentazione
% (GPS, Magnetometro,
% Spettro-Densimetro), Controllo & Dati
```

% e l'intero sistema  
 % di ricezione (modem ADF7020, LNA,  
 % commutatore d'antenna).  
 % All'esecuzione di ogni misura è  
 % prevista una condizione di  
 % RESET per il magnetometro, durante  
 % la quale lo strumento  
 % richiede un picco di corrente.  
 %  
 % Durante il tempo di accesso il  
 % satellite non esegue misure  
 % e tutto il sistema di ricetrasmisione  
 % (modem ADF7020, LNA,  
 % PA, commutatore d'antenna) è supposto  
 % completamente attivo.  
 %  
 % I tempi di attesa e di accesso sono  
 % stati ripresi  
 % dalle simulazioni eseguite sull'orbita  
 % del satellite  
 % da Cuttin Alessandro. In particolare  
 % sono state  
 % considerate le 24h caratterizzate dai  
 % tempi  
 % di accesso maggiori e dai tempi di  
 % attesa minori  
 % (permane l'ottica del caso peggiore).  
 %  
 % Infine, la soglia massima di consumo  
 % energetico totale,  
 % in 24h di funzionamento, è stata  
 % ricavata dalle simulazioni  
 % svolte da De Din Marco.  
 %  
 % Il programma realizza SOLO UNA PRIMA  
 % APPROSSIMAZIONE del  
 % bilancio energetico e sarà integrato  
 % e migliorato nel  
 % corso del progetto.  
 %  
 % \_\_\_\_\_  
 % \_\_\_\_\_

```
% _____  
% _____  
% _____ RESET MEMORIA _____  
% _____  
% _____
```

```
clear all  
close all  
clc
```

```
% _____
```

```
% _____  
% _____  
% _____ DATI _____  
% _____  
% _____
```

```
% _____  
% _____ PARAMETRI RELATIVI _____  
% _____ ALL'ORBITA DEL SATELLITE _____  
% _____
```

```
Nacc =10;% 16; %Numero accessi considerati
```

```
Tatt= [5608,5608,19200,41100,5608,5261];
```

```
% tempi attesa  
% Prendo in considerazione  
% per quanto riguarda le  
% attese il 23 dicembre  
% giorno in cui si verifica  
% l'attesa più breve è  
% abbastanza  
% cadenzato-periodico su 24h
```

```

    %Tacc=[470,470,470,470,470,0]; media
Tacc= [803,803,803,803,803,803];%massima
    %tempi accesso
    %max 803 s, valore medio 470 s

    DTa = Tatt+Tacc; %Array intervalli di tempo
                                %tra due trasmissioni
                                %consecutive [s]
IstA = []; %Array istanti di accesso [s]

%%% Sommo tempi di attesa e di accesso fino
%%ad i-1 poi ci sommo il tempo di attesa i e li
    %ho l'istante
    %di accesso,
%%se no avrei l'istante di accesso alla fine del
    %tempo di accesso
%%i-esimo cioè all'inizio del periodo di attesa
for i= 1 : Nacc
IstA(i)=0;
for j = 1 : (i-1)
IstA(i)=IstA(i)+DTa(j);
end
    IstA(i)=IstA(i)+Tatt(i);
end
DTm=3600;%una misura ogni ora [s]

```

```

% _____

```

```

% _____
% ————— POTENZE MASSIME EROGABILI —————
% ————— DALL'ALIMENTAZIONE AI SINGOLI MODULI —————
% _____

```

```

% Ricetrasmittitore (TX/RX):
    Ppa = 7.5; %Potenza max erogabile
                %all'amplificatore
                %di potenza, PA (TX) [W]

    Pswitch = 0.1; %Potenza max erogabile al
                    %commutatore di
                    %antenna [mW]
                    %trascuro o sempre acceso

```

```

PIna = 131;      %Potenza max erogabile
                 %all 'amplificatore a basso
                 %rumore LNA [mW]
Pmodem= 99;    % Bassa potenza Rx Tx,
                 %modulatore/demodulatore [mW]
PswLP=3.3;    % Commutatore Rx/Tx LP [mW]

% Magnetometro:
%condizioni normali
VmagN = 12;    %Tensione fornita al magnetometro
                 %in condizioni normali [V]
PmagN = 250;  %Potenza erogabile al magnetometro
                 %in condizioni normali [mW]
ImaxN = (PmagN/1000)/VmagN; %Corrente
                 %fornita al magnetometro
                 %in condizioni di massima potenza erogata
                 %a FUNZIONAMENTO NORMALE [A]

%condizioni di RESET
VmagR = 15; %Tensione fornita al magnetometro
                 %in condizioni di RESET [V]
ImaxR = 5;  %Corrente di picco, massima erogabile
                 %al magnetometro in cond di RESET [A]
IresetM = ImaxR - ImaxN; %Corrente di picco,
                 %massima erogabile
                 %al solo circuito di
                 %RESET del
                 %magnetometro [A]
Tau = 2E-6; %Costante di tempo
                 %della condizione
                 %di RESET [s]
Treset = 5* Tau; %Durata del transitorio
                 %di RESET
                 %del magnetometro [s]

% Spettro dosimetro:

Psd=132; %Potenza erogabile allo
                 %spettro-densimetro [mW]

% GPS:
Pgps = 660; %Potenza max erogabile al GPS
                 %(dotato di antenna attiva) [mW]

```

```

% Controllo & Dati:
    Pcd = 103; %Potenza max erogabile al
              %blocco di controllo micro+SDRAM [mW]

% -----

% -----
% ----- SOGLIE MASSIME DI CONSUMO -----
% ----- ENERGETICO -----
% -----

    EMAX = 19.5; %Soglia massima di consumo
                 %energetico giornaliero
                 %dell'intero satellite [Wh]

% -----

% -----

% -----
% -----
% ----- ELABORAZIONE DATI -----
% -----
% -----

% -----
% ----- GRAFICA -----
% -----

    h1 = figure(1);
        %Apri finestra grafica con handler h1
    set(h1, 'Units', 'Normalized', 'Position', [0 0 1 0.9]);
        %Cambia la posizione della finestra sullo schermo
    whitebg(h1, 'white');
        %Colore sfondo finestra

% -----

```

```

% -----
% ----- CALCOLI -----
% -----
N=0;      %modif

      %costruz dii N fino alla fine accessi attese
for l=1:Nacc      %modif
          N=DTa(1)+N;      %modif
end
      th= 0 : (1/3600) : (N/3600);%Discretizzazione
          %del tempo espressa
          %in ore (utile
          %per la visualizzazione finale)
      t = 0 : 1 : N; %Discretizzazione del tempo,
          %passo 1s

%% RENDIMENTI, DA AGGIORNARE!!!!!!!

      r1 = 0.85;      % Rendimento alimentazione
          %amplificatore di potenza
      r2 = 0.50;      % Rendimento alimentazione
          %modem ADF7020
      r3 = 0.75;      % Rendimento alimentazioni LNA,
          %comm. di antenna, GPS,
          % controllo
      r4 = 0.95;      %Rendimento alimentazioni magnetometro
          %e spettro-dosimetro

%%CALCOLO POTENZA EROGATA TOTALE IN OGNI SECONDO
      %La potenza erogata totale è valutata in
          %corrispondenza ad ogni secondo
      %di funzionamento, da 0 a 24h.
      %Essa è suddivisa in due parti:
      % -Potenza continua, potenza erogata ai
          %dispositivi che presentano un
      % consumo costante nel tempo, durante tutte
          %le 24h: P=cost
      % (LNA, Commutatore d'antenna, modem ADF7020,
          %GPS, Spettro-Dosimetro,
      % Controllo & Dati)

```

```

%% modem, GPS, controllo

%  -Potenza discontinua , potenza erogata ai
%    dispositivi che non
%presentano un consumo costante nel tempo:  $P=f(t)$ 
% (magnetometro , PA,LNA, switch , modswitch)

%— Calcolo potenze continue nel tempo —
Pcont = (Pmodem/r2 + Pgps/r3 + Pcd/r3+Psd/r4)/1000;
%Potenza continua
%nel tempo, totale [W]

%— Calcolo potenze discontinue nel tempo
%(magnetometro e PA,LNA, switch , modswitch , spettro)

%MAGNETOMETRO: il magnetometro, in
%condizioni normali, richiede
%all'alimentazione una potenza pari a PmagN.
%In condizioni di
%reset, ovvero in corrispondenza all'esecuzione
%di ciascuna misura,
%oltre a PmagN esso richiede la potenza
%VmagR*IresetR (molto elevata)
%per alcuni microsecondi.
%Essendo l'intervallo di risoluzione 1s,
% al fine della sola valutazione
%di potenza, tali picchi di consumo si
%possono considerare istantanei.

%AMPLIFICATORE DI POTENZA (PA):
%L'amplificatore di potenza, quando
%attivo, richiede all'alimentazione
%la potenza Ppa. Il blocco PA è
%supposto in funzione solo
%per il tempo di accesso.

%nota: durante il tempo di
%accesso il satellite non esegue misure,
%dunque il magnetometro
%non è posto in condizione

```

```

        %di reset in tale
    %intervallo di tempo
    %Pcamera = []; %Potenza fornita a dosimetro [W]
    Pmag = []; %Potenza fornita al magnetometro [W]
    Ptx = []; %Potenza fornita all'amplificatore
                %di potenza PA [W]
    k = 0; %Variabile di attivazione PA
    j = 0; %Variabile di conteggio del
                %intervallo di funzionamento PA
    Nmd = 0; %Variabile di conteggio
                %numero misure in %24h
    m=1; %Variabile di conteggio
                %tempi di accesso
    d=0; %Variabile di conteggio
                %dell'intervallo di misura

    for i = 1 : N+1 %Ciclo che simula lo
                    %scorrere del tempo

        %Calcolo potenza fornita all'amplificatore di
        %potenza (PA) nel tempo

        if (t(i)==IstA(m)) %Inizio tempo di accesso?

            k = 1; %Si, attivazione PA (k=1)
        end

        if(j >= Tacc(m)) %Fine tempo di accesso?
            k=0; %Si, disattivazione PA (k=0)
                    %e reset variabile di conteggio (j=0)
            j=0;
        end

        if(k == 1) %L'amplificatore di potenza è attivo?
            Ptx(i) = Ppa+(Plna+Pswitch+Pmodem+PswLP)/1000;
            %Ptx(i) = Ppa; %Si, quindi potenza
            %assorbita Ppa,
            j = j+1;
        else
            Ptx(i) = 0;%No, quindi potenza assorbita 0
        end
    end

```

```

%Calcolo potenza fornita al magnetometro nel tempo

h=0;

if (d<=30) %21 s durata misura +
           %margine sicurezza
    d=d+1;
    Pmag(i)= PmagN/1000;
    %Pcamera(i)=Psd;
    h=1;
end

%E' l'istante di misura
%e l'amplificatore di
%potenza è spento?
if((mod(t(i),DTm) == 0) && (k == 0))
    Pmag(i) = PmagN/1000 + VmagR*IresetM;
%Si, quindi magnetometro in condizioni di reset,
%potenza assorbita
%PmagN + VmagR*IresetM

    d=0; %Azzero conteggio intervallo misura
    Nmd=Nmd+1; %Incrementa contatore misure
    h=1;
end

if(h==0) %%se è entrato nei
          %precedenti if non entra in questo

    Pmag(i)=0; %%va spento mentre non misura
    %Pcamera(i)=0;

end

%Scelta tempi di accesso
%Nelle 24h considerate i tempi di
%accesso e di attesa variano;
%i loro valori sono presenti
%negli array Tacc e Tatt. I passi che

```

```

%seguono implementano il passaggio
%sequenziale da un tempo di
%attesa/accesso al successivo
%in funzione del tempo.
%Al fine di evitare errori e
%rendere più elastico il programma
%l'indirizzamento è circolare.
if(t(i) == IstA(m))%Passaggio ad
    %accesso successivo?
    m = m + 1; %Si, quindi incremento m,
    %variabile
    % di conteggio tempi di accesso
end

```

```

m=mod(m-1,Nacc)+1; %Indirizzamento circolare
    %array IstA
end

```

```

%— Calcolo potenza erogata totale in ogni secondo
%Potenza erogata totale [W]
Pt = Pcont + Pmag + Ptx;

```

#### **%CALCOLO ENERGIA TOTALE EROGATA IN 24h DI FUNZIONAMENTO**

```

%      %L'energia totale fornita è l'integrale della
%      %potenza Pt
%      %sull'intervallo di tempo (24h).
%      %Il calcolo è eseguito in modo numerico;
%      %sono quindi necessarie
%      %alcune considerazioni sui picchi di consumo
%      %del magnetometro.
%      %Dato che la funzione trapz(x,y) di MATLAB
%implementa l'integrazione
% trapezoidale della funzione e la risoluzione
% scelta è di 1s,
% i picchi di consumo del magnetometro, se integrati,
% provocano errori
% non trascurabili.
% %La potenza erogata allo strumento è quindi

```

```

%      considerata costante e pari
%      %a PmagN (come se non si verificasse mai la
%      condizione di RESET).
%      %Calcolata poi la potenza continua PcontE e
%      sommata alla potenza
%      %fornita all'amplificatore PA (Ptx, variabile
%      nel tempo), si procede
%      %con l'integrazione. A tale risultato dovrà
%      essere aggiunto il
%      %contributo di energia EmagRT dovuto ai picchi
%      del magnetometro.
% %      Tale termine è
%      %calcolato a parte considerando il picco
%      esponenziale decrescente
%      %con costante di
%      %tempo Tau.
%      %Il procedimento è illustrato nelle figure
%      che seguono.
%
%      %Potenza complessiva PtE, priva dei picchi
%      del magnetometro:

```

```

%      ^ PtE (t) Tempo di accesso, PA on
%      |
%      |                                     |---
%      |                                     |
%      | Funz.                               |
%      | norm  Reset                         |
%      |-----|-----|-----|
%      |         |   |
%      |         |   |
%      |         |   |
%      |         |   |
%      |-----|-----|-----|-----> t
%      |         <--->
%      |         Treset

```

```

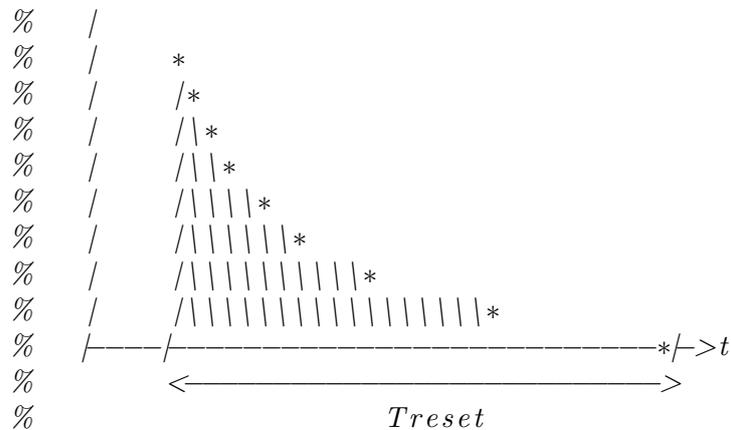
%      %Considrando il solo picco di potenza
%      %dello strumento e ingrandendo:

```

```

%      ^ Picco di potenza magnetometro PmagR
%      |
%      |         Reset magnetometro

```



```

%L'area evidenziata corrisponde al picco di
%energia
% EmagR da
%aggiungere.

```

```

%Calcolo energia erogata in 24h
PtE = Pcont + Ptx/r1; %Potenza totale
      %senza strumenti di misura [W]
Numis=365; %numero di misure in un giorno
%Emag = Nmd*(PmagN/1000)*30; %Energia assorbita
      %dal magnetometro in 24h,
      %senza picchi di reset [J]

```

$$\text{Emag} = \text{Numis} * (\text{PmagN} / 1000) * 30;$$

```

% Esd = Numis*(Psd/1000)*30;%Energia assorbita
      %dallo spettro-dos 24h [J]

```

```

tR = 0 : Tau/100 : Treset;%Discretizzazione
      %temporale del
      %intervallo di RESET

```

```

PmagR = VmagR*IresetM*exp(-tR/Tau);%Picco di
      %potenza
      %erogato al
      %magnetometro
      %nel intervallo
      %di RESET [W]

```

```

EmagR = trapz(tR,PmagR);%Energia del picco [J]

```

```

EmagRT = EmagR*Numis;%Energia di tutti i picchi
      %di RESET in 24h [J]

```

```

Et = (trapz(t,PtE) + EmagRT/r4 + Emag/r4)/3600;
% -----

% -----

% -----
% ----- PRESENTAZIONE RISULTATI -----
% -----

plot(th,Pt,'b') %Grafico della potenza totale nel tempo
axis([0 N/3600 0 80]) %Riscaldamento assi cartesiani
title('Potenza totale nel tempo (24h di funzionamento)')
xlabel('t [h]')
ylabel('Pt [W]')
grid on

fprintf(1,' Simulazione consumo energetico AtmoCube\n')

fprintf(1,' ENERGIA TOTALE EROGATA IN ')
disp(N/3600); disp('h');

fprintf(1,' Et = %6.4f Wh\n\n', Et)

% disp('energia giorno 1 espressa in Wh');
% disp(Et1);
% disp('energia giorno 2 espressa in Wh');
% disp(Et2);
% disp('energia giorno 3 espressa in Wh');
% disp(Et3);
% disp('energia giorno 4 espressa in Wh');
% disp(Et4);

if(Et > EMAX * N/(3600*24))%Controllo soglia max consumo
    fprintf(1,' Et > EtMAX\n')
fprintf(1,' max di consumo in 24h SUPERATO\n', EMAX)
else
    fprintf(1,' Et <= EtMAX\n')

```

```

fprintf(1, 'max_consumo_in_24h_RISPETTATO\n', EMAX)
    end

fprintf(1, 'ENERGIA_PER_IL_CIRCUITO_DI_RESET_MAGNETOMETRO_24h:\n')
    %Visualizza il valore dell'energia erogata al
    %circuito di reset del magnetometro
fprintf(1, 'EmagRT=%6.8fWh\n\n', EmagRT/3600)

    fprintf(1, 'ENERGIA_EROGATA_AL_PA_IN_24h:\n')
    %Visualizza il valore dell'energia erogata
    %all'amplificatore di potenza PA
fprintf(1, 'Epa=%6.4fWh\n\n', trapz(t, Ptx)/3600)
% -----

% -----

```

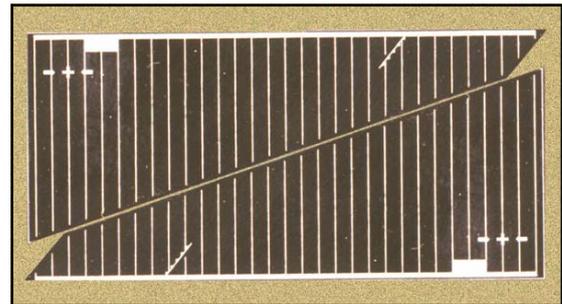
## J TASC Solar Cells

Segue il datasheet delle celle solari TASC

## Triangular Advanced Solar Cells (TASC)

### Product Description & Applications

- Designed for high power terrestrial applications, where space is at a premium.
- Two solar cells can be arranged within an approximate rectangular area of 0.611 x 1.254 inches (1.55 x 3.18 cm) with a cell gap of 0.018 inches (0.46 mm). See picture.
- Each solar cell is ideally matched to charge a single 1.2 V battery cell (eg. Ni-MH, NiCad, etc.). Cells can be wired in parallel for increased current. Two solar cells in series can charge one 3.6V Li-ion battery cell.
- A major advantage using these solar cells compared to silicon cells is that they deliver greater than 4 times higher voltage. Therefore, only one of Spectrolab's multi-junction solar cells is required to generate the same voltage as 5 Si solar cells connected in series
- Compared to typical silicon cells, these solar cells are **over twice as efficient** and thus will deliver more than twice the power for the same area.
- Uses and applications: A variety of power-consuming electronic equipment can benefit from these cells, especially if the area available is small or the time required for charging is limited. For example, these cells help power devices used during business trips, emergency situations or for the outdoor activities.



Not Actual Size

### Typical Cell Electrical Parameters

1 Sun, AM1.5G (100.0 mW/cm<sup>2</sup>) 25°C

$I_{sc}$  = 31 mA

$I_{mp}$  = 28 mA

$V_{oc}$  = 2.52 V

$V_{mp}$  = 2.19 V

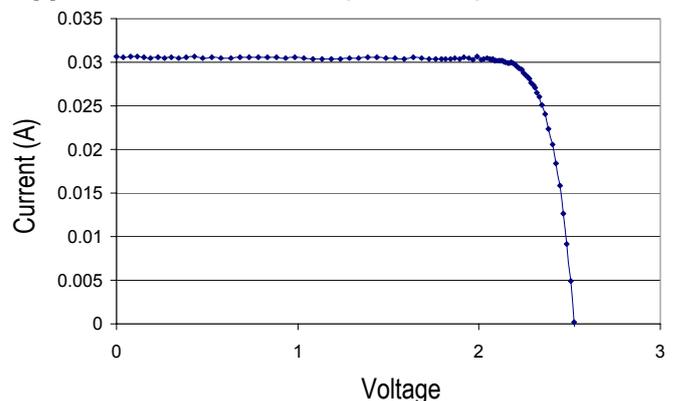
$P_{mp}$  = 0.027 W/cm<sup>2</sup>

Cff = 80 %

Efficiency = 27 ± 3% Absolute

Temp. Coeff.  $V_{mp}$  = -6.2 mV/°C

### Typical Cell I-V Curve (AM 1.5G)



ISO9001:2000  
REGISTERED

SPECTROLAB

A BOEING COMPANY

### Product Description

Cell Type	Improved triple-junction gallium arsenide
Method of Cell Growth	Metal Organic Vapor Phase Epitaxy
Polarity	n/p
Thickness	190 μm (0.0075 in.)
Area	2.277 cm <sup>2</sup> (0.353 sq. in.)
Mass	0.234 g
Assembly Methods	Soldering, welding, metallized epoxy
Device Design	Monolithic, two terminal triple junction. n/p GaInP <sub>2</sub> , GaAs, and Ge solar cells interconnected with two tunnel junctions.
Antireflective Coating	Multi-layer providing low reflectance over wavelength range 0.3 to 1.8μm.

The information contained on this sheet is for reference only. Actual specifications for delivered products may vary. 4/10/02

## Bibliografia

- [1] Walter Caharija. Sistema di alimentazione del satellite atmocube. Tesi di laurea triennale in ingegneria elettronica, 2006.
- [2] Alessandro Cuttin. Prototipo amplificatore di potenza mhw704. report, AtmoCube Development Team, January 2009.
- [3] Department of defense of the USA. *Electronic parts, materials, and processes for space and launch vehicles*, July 1998.
- [4] Marco De Din. Progetto preliminare di un sistema di gestione energetica per il satellite atmocube. Tesi di laurea triennale in ingegneria elettronica curr. elettronica applicata, 2005.
- [5] Linear technology. *LTC1163/LTC1165 Datasheet*. Triple 1.8V to 6V High-Side MOSFET Drivers.
- [6] Linear technology. *LTC3530 Datasheet*. Wide Input Voltage Synchronous Buck-Boost DC/DC Converter.
- [7] Maxim Integrated Products. *MAX1771 Datasheet*. 12V or Adjustable High-Efficiency Step-Up DC-DC Controller.
- [8] N.A. Nota sui comandi e controlli del ricetrasmittitore di bordo. report, AtmoCube Development Team, December 2009.
- [9] NovAtel. *OEMV-1 NovAtel GPS Datasheet*.
- [10] Elena Orlando. First analysis of a satellite for the study of the earth atmosphere. Tesi di laurea in fisica, 2004.
- [11] Bruno Pendalo. Progettazione del sistema di alimentazione per il satellite atmocube. Tesi di laurea triennale in ingegneria elettronica curr. telecomunicazioni, 2008.
- [12] Stefano Punis. Progetto hardware e software del sistema di controllo del satellite atmocube. Tesi di laurea specialistica in ingegneria elettronica, 2009.

- [13] Saft. *Saft mp174865 Datasheet*. Rechargeable lithium-ion battery.
- [14] Texas Instruments. *BQ24070/1 Datasheet*. Single-chip Li-Ion Charge and system Power-Path Management IC.
- [15] Texas Instruments. *SLUU248A*. BQ24070/1 1.5-A Single-Chip Li-Ion and Li-Pol Charge Management IC EVM.
- [16] Toshiba. High-powered thermoelectric module. <http://www.toshiba-tmat.co.jp/eng/res/theme3.htm>, 2007.
- [17] James R. Wertz Wiley J. Larson. *Space mission analysis and design*. Microcosm press, 1999.